



Université
de Toulouse

THÈSE

En vue de l'obtention du

DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

Délivré par :

Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace (ISAE)

Présentée et soutenue par :

Benjamin OSTRE

le vendredi 11 avril 2014

Titre :

Etude des impacts sur chant appliqués à des structures composites dans
l'aéronautique

École doctorale et discipline ou spécialité :

ED MEGeP : Génie mécanique, mécanique des matériaux

Unité de recherche :

Institut Clément Ader

Directeur(s) de Thèse :

M. Christophe BOUVET (directeur de thèse)

Jury :

M. Nathalie GODIN, Maître de Conférences à l'INSA de Lyon - Rapporteur
M. Frédéric THIEBAUD, Professeur à l'Université de Besançon - Rapporteur
Mme Catherine GARDIN, Professeur à l'ENSMa, Chasseneuil du Poitou
M. Clément MINOT, Ingénieur, SOGETI High Tech
M. Jacky ABOISSIERE, Docteur, SOGETI High Tech

Remerciements

Ces trois dernières années, j'ai eu la chance de réaliser ma thèse à l'Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace de Toulouse, au sein de l'équipe Matériaux et Structures Composites de l'ICA (Institut Clément Ader), et en collaboration avec SOGETI High Tech pour qui je travaille depuis presque 8 ans.

Je tiens tout d'abord à remercier chaleureusement Messieurs Christophe BOUVET, Philippe RAVIX, Frank PACOU, Philippe ABDICHE et Nicolas DAVOUT pour m'avoir accordé leur confiance, pour leur aide précieuse et pour leur disponibilité tout au long de cette aventure. Sans vous, tout ce travail n'aurait pas été possible.

Merci à Madame Nathalie GODIN, Maître de Conférences à l'INSA de Lyon, et à Monsieur Frédéric THIEBAUD, Professeur à l'Université de Besançon, pour m'avoir fait l'honneur de rapporter ce mémoire. Je suis également très reconnaissant à Madame Catherine GARDIN, Professeur à l'ENSMA d'avoir accepté de présider mon jury de thèse.

Je veux ensuite remercier Messieurs Samuel RIVALLANT, Eric PAROISSIEN, Jacky ABOISSIERE et Clément MINOT pour leur gentillesse, leurs conseils et leurs encouragements dans les bons moments comme dans les périodes plus difficiles.

Bien sûr, je ne pourrai pas oublier la bonne humeur de mes camarades. Merci à Amélie et nos discussions passionnantes, à Pablo pour son implication sans égale dans la salsa ainsi que pour m'avoir soutenu lors de mon premier congrès international, à Jeff°, GigaPascal et Steven avec qui j'ai pu laisser mon âme de geek se libérer, à Hakim « the Brain » et sa disponibilité sans faille, à Sing l'homme « sourire », à Harris et notre collocation de bureau trop souvent perturbée par les pelleuteuses, à Joël, Guilhem et à Etienne pour me suivre dans mes délires de luthier et de CNC, à Mimi pour nous avoir fait découvrir, à Amandine et à moi, les joies du parapente et de nous avoir secouru lors de la perte hippique des clés de la voiture, à Xavier pour sa disponibilité et ses conseils de pro à l'atelier, à Thierry MARTIN et Thierry FAURE pour qui je garderai un profond respect et une grande amitié : j'espère pouvoir vous rendre la pareille un jour, et enfin à Marie-Odile : la touche douceur dans ce monde de brute !

Au tour maintenant de mes « enfants » : Karine, Gérald, Thomas et Basile. Merci à vous de m'avoir supporté bien au-delà du boulo ! Et merci pour tout ce que vous avez réalisé à mes côtés et pour tout ce que vous m'avez apporté humainement !

Une pensée toute particulière va à Sylvia et Julien que je « saoule » (le mot est faible) depuis près de 5 ans avec mon projet de doctorat ! Votre amitié, votre disponibilité et vos encouragements ont largement contribué à ma motivation.

Bien évidemment, je veux remercier mes parents et mon frère auprès desquels je peux toujours trouver le réconfort et le courage d'aller encore plus loin !

Enfin, ma dernière pensée ira à ma femme, Amandine : tu as bien voulu quitter « ton soleil » pour me laisser vivre cette aventure. Je ne te serai jamais assez reconnaissant pour tout le bien que tu apportes à ma vie !

Introduction

1. Problématique :

Les composites sont largement utilisés dans le développement de l'industrie aéronautique. Une grande tendance des constructeurs aéronautique est de remplacer les structures métalliques par des structures composites dans l'optique notamment de réduire les masses. Les matériaux métalliques et leur plasticité associée ont l'avantage d'être connus depuis des décennies, voire quelques siècles. En revanche la recherche scientifique est en pleine phase d'apprentissage du comportement des matériaux composites (Figure 1) et la prédiction des dommages reste complexe [3,4,5,6].

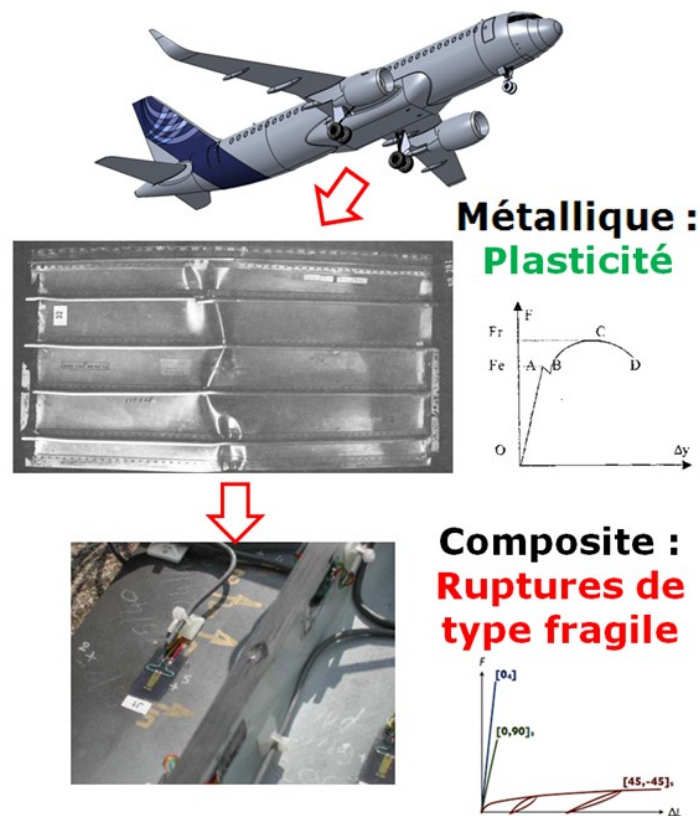


Figure 1 : Tendance industrielle actuelle

Prenons l'exemple d'un caisson de voilure (Figure 2). Cet élément de l'aéronef est composé de nombreux raidisseurs présentant un bord libre (forme de U ou T). Ces raidisseurs sont extrêmement chargés lors de l'exploitation de l'appareil. Ils doivent, entre autre, résister au flambement afin de garantir la sécurité de l'appareil. Ces structures sont particulièrement fragiles aux sollicitations d'impact, de type chute d'outil lors des opérations de fabrication ou

Introduction

de maintenance, qui peuvent réduire de façon drastique leurs caractéristiques résiduelles tout en laissant une marque souvent peu visible sur la surface [2]. Afin de certifier ces structures dans le domaine aéronautique, il est alors nécessaire de démontrer leur tenue résiduelle à des charges dépendantes de la détectabilité du dommage d'impact [10]. On parle ainsi de tolérance aux dommages d'impact.

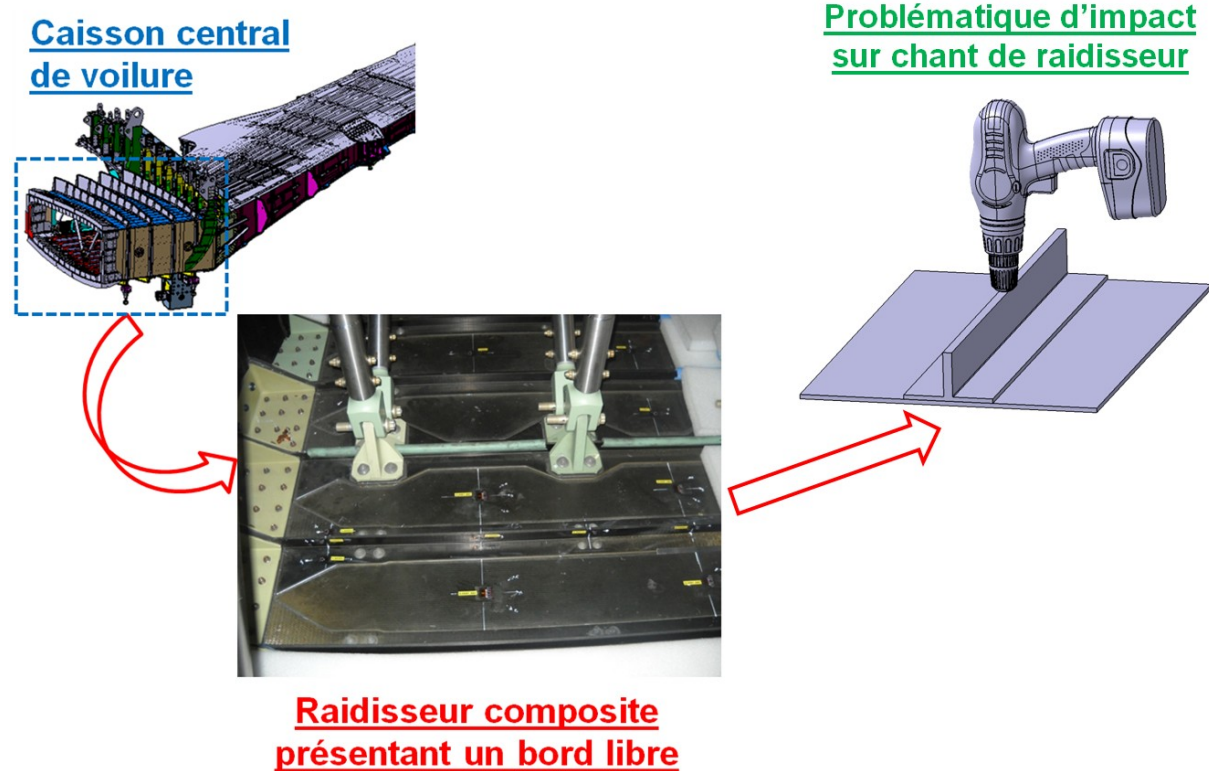


Figure 2 : Problématique d'impact sur chant de raidisseur d'un caisson central de voilure.

La politique actuelle au sein de l'industrie aéronautique concernant les seuils de détectabilité des dommages d'impact sur chant est basée sur la profondeur d'indentation et sur la longueur de la zone fissurée (Barely Visible Impact Damage : BVID – Figure 3).

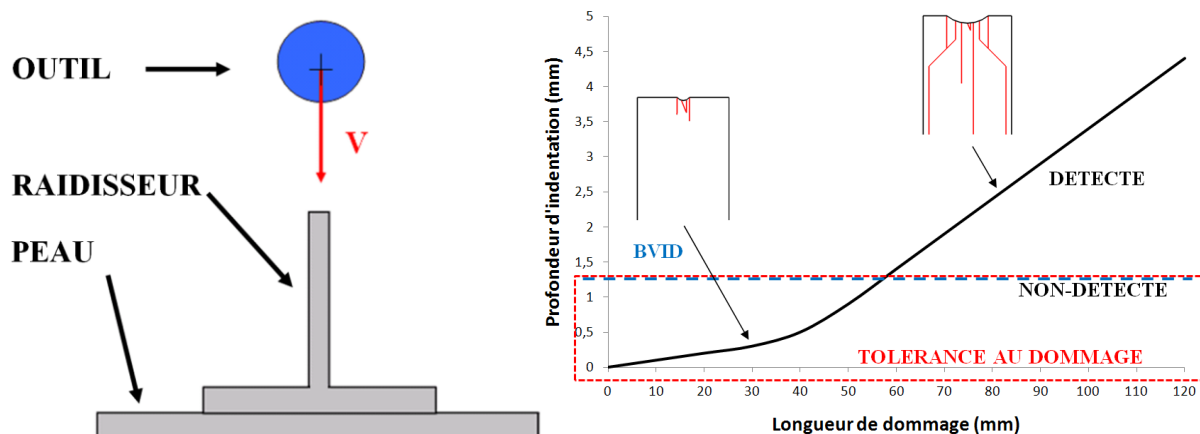


Figure 3 : Principe d'impact sur chant et politique de détection

Introduction

Avant d'entreprendre nos propres travaux concernant les impacts sur chant, nous pouvons nous appuyer sur plusieurs études existantes. De nombreux travaux ont été réalisés sur les problématiques d'impact sur peau composite et le mécanisme d'endommagement est, à l'heure actuelle, assez bien maîtrisé [1,7].

En revanche, si les paramètres d'impact sont modifiés (passant d'un impact sur peau à un impact sur chant d'un raidisseur par exemple), un manque de connaissance persiste encore sur les phénomènes d'endommagement en résultant. A notre connaissance, seulement deux études ont été publiées sur la problématique d'impact sur chant [8,9], mais le scénario d'endommagement n'a pas encore été défini.

Afin de prédire une rupture de la structure de manière précise, la physique du phénomène doit être prise en compte [11]. La compréhension et la modélisation du scénario d'endommagement d'impact sur chant est en effet la clé pour passer de l'essai à une modélisation numérique de la structure (Figure 4).

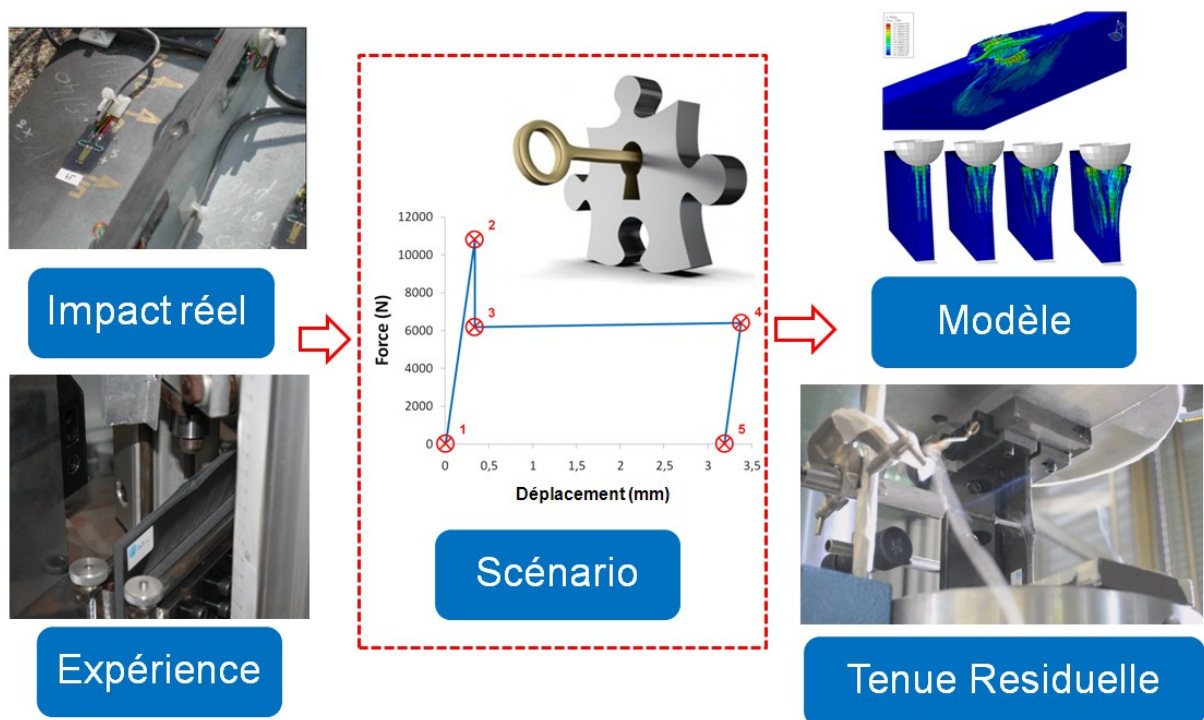


Figure 4 : Démarche de la thèse

Pour le moment, les solutions retenues afin de protéger les structures subissant des impacts sur chant correspondent à des solutions coûteuses en masse et ne sont pas optimisées.

Dès lors, il devient indispensable d'étudier en détail ces dommages spécifiques et d'en définir le scénario d'apparition dans le but d'identifier les paramètres influant sur la tenue résiduelle après impact. Il sera alors possible d'optimiser les raidisseurs à la tolérance aux dommages d'impacts. Cette thèse s'inscrit donc dans le thème de l'optimisation des structures composites impactées à faible vitesse et faible énergie.

Introduction

2. Objectifs :

Les objectifs principaux de ce travail sont multiples :

1. Effectuer un état des lieux de la littérature concernant les essais d'impact basse vitesse et basse énergie ainsi que leur modélisation. Nous nous focaliserons notamment sur les essais d'impact sur peau et d'écrasement de composites.
2. Etablir un processus expérimental permettant la réalisation en laboratoire d'essais d'impact sur chant. Les échantillons devront être représentatifs d'un raidisseur aéronautique.
3. Définir le scénario d'endommagement d'impact ainsi que sa modélisation (analytique et numérique) et apporter la compréhension physique des problèmes d'endommagement et analyser les paramètres influents.
4. Rendre robuste le modèle d'impact existant en le validant sur un domaine d'utilisation plus large.
5. Etablir un processus expérimental permettant la réalisation en laboratoire d'essais de compression après impact afin d'en établir la tenue résiduelle.
6. Définir un modèle numérique représentatif de compression après impact industrialisable afin de pouvoir effectuer un calcul complet d'impact suivi d'une Compression Après Impact (CAI) à BVID donné, et ainsi disposer de la brique élémentaire de calcul permettant de faire une boucle d'optimisation pour le choix de matériau et de drapage optimum sous un chargement donné répondant aux exigences de la tolérance aux dommages d'impact.

Par conséquent la présente étude se décomposera en trois parties. Dans un premier temps, une étude de la littérature sera entreprise afin d'effectuer une synthèse des études et résultats d'impact sur composites disponibles à ce jour. Nous nous limiterons volontairement aux essais d'impact sur peau et sur chant.

Ensuite les détails du dispositif expérimental d'impact seront exposés, ce qui nous mènera tout naturellement à la définition du scénario d'endommagement d'impact sur chant ainsi qu'à sa modélisation.

Enfin, le dernier chapitre sera consacré à l'étude de la tenue résiduelle des échantillons soumis à une compression après impact sur chant. La tolérance au dommage sera alors détaillée.

Introduction

References

- [1] Aboissière, J. Propagation de dommages d'impact dans un matériau composite stratifié à fibres de carbone et résine époxyde. 2003.
- [2] Abrate, S. *Impact on composite structures*. 2005.
- [3] Kaddour, AS; Hinton, M. Evaluation of Theories for Predicting Failure in Polymer Composite Laminates Under 3-D States of Stress.pdf. *Composite Material*, (2012).
- [4] Kaddour, AS; Hinton, M. The Second World-Wide Failure Exercise (WWFE-II).pdf. *Composite Material*, (2012).
- [5] Kaddour, AS; Hinton, M. Maturity of 3D failure criteria for fibre-reinforced composites- Comparison between theories and experiments- Part B of WWFEII.pdf. *Composite Material*, (2013).
- [6] Kaddour, AS; Hinton, MJ; Smith, PA; LI, S. Part A of WWFE-III.pdf. *Composite Material*, (2013).
- [7] Lachaud, F. and Michel, C.E.L. Prévision de l' endommagement de composites stratifiés carbone-époxy sous chargement de type impact Impact damage of carbone-epoxy laminates. (2011), 1–10.
- [8] Malhotra, A; Guild, F.J; Pavier, M. Edge impact to composite laminates- experiments and simulations.pdf. *Material Science*, (2008).
- [9] Rhead, A.T., Marchant, D., and Butler, R. Compressive strength of composite laminates following free edge impact. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 41, 9 (2010), 1056–1065.
- [10] Rouchon, J. Fatigue and damage tolerance aspects for composite aircraft structures. *Proceedings of ICAF symposium, Delft, The ...*, (1995).
- [11] Wisnom, M. Advanced Composites Centre for Innovation and Science. *19th International Conference on Composite Materials, Montreal, Canada*, (2013).

TABLE DES MATIERES

CHAPITRE I - Comportement de structures composites à l'impact-revue de la littérature et cadre de l'étude

17

1. Généralités :	19
1.1. Catégories d'impact	19
1.2. Tolérance aux dommages	20
1.3. Données industrielles	23
1.4. Conclusion	26
2. Etudes expérimentales et numériques d'impact sur peau :	27
2.1. Impact basse vitesse et basse énergie sur tour de chute	27
2.2. Rappel de la chronologie de rupture des stratifiés	33
2.3. Mécanisme d'endommagement d'un impact basse vitesse et basse énergie	35
2.4. Forme du projectile	38
2.5. Choix de l'échelle de modélisation	39
2.6. Architecture du modèle d'endommagement	42
2.7. Etude du modèle existant au laboratoire	45
2.8. Conclusion	55
3. Etudes expérimentales et numériques de compression après impact sur peau :	56
3.1. Compression Après Impact basse vitesse et basse énergie	56
3.2. Mécanismes d'endommagement	58
3.3. Modèle numérique de Compression après impact	59
4. Etudes expérimentales et numériques d'impact sur chant :	62
4.1. Contexte des études	62
4.2. Matériaux et structures étudiés	63
4.3. Méthodes d'essais d'impact sur chant	64
4.4. Méthode d'essai de compression après impact sur chant	65
4.5. Modèles de CAI sur chant	66
4.6. Résultats d'impact	67
4.7. Résultats de CAI sur chant	68
4.8. Conclusion	71
5. Conclusion et proposition des axes de l'étude :	73

1. Matériaux et méthodes	85
1.1. Définition des échantillons.....	85
1.2. Détermination de la contrainte critique de flambage sous ABAQUS	87
1.3. Fabrication des plaques	90
1.4. C-scan et vérification des échantillons	93
1.5. Essais d'impact-Tour de chute.....	98
1.6. Essais d'indentation-Machine de traction-compression.....	100
1.7. Contrôles.....	101
2. Résultats et Discussion.....	102
2.1. Impact	102
2.2. Indentation statique	110
3. Approche analytique de compréhension du scénario d'endommagement d'impact ..	112
4. Conclusion des essais d'indentation et d'impact sur chant.....	118
5. Modèle numérique d'impact sur chant.....	120
5.1. Problématique de frottement	120
5.2. Modification de la loi de rupture de fibre en compression.....	124
5.3. Résultats essai-modèle d'indentation cylindrique sur chant d'UD	129
5.4. Résultats et discussion du modèle d'indentation sur chant d'UD	132
5.5. Résultats essai-modèle d'impact sur chant de stratifiés	146
5.6. Etude de sensibilité du coefficient de frottement	153
6. Conclusion du modèle d'impact.....	155
7. Conclusion générale de l'étude expérimentale et numérique d'impact sur chant	157

CHAPITRE III - Compression après impact sur chant – étude de la tenue résiduelle 160

1. Introduction :	161
2. Matériel et Méthodes :	162
2.1. Echantillons	162
2.2. Développement d'un outillage de CAI	162
2.3. Essais expérimentaux	164
3. Résultats	167
3.1. Echantillons non impactés	167
3.2. Echantillons impactés	170
3.3. Conclusion et discussion	175
4. Modèle numérique de CAI	176
4.1. Résultats qualitatifs	177
4.2. Résultats quantitatifs	178
4.3. Discussion sur le scénario de rupture en CAI sur chant	182
4.4. Discussion sur la tolérance aux dommages d'impact sur chant	185
4.5. Conclusion du modèle de CAI sur chant	189
5. Conclusion générale de l'étude expérimentale et numérique de compression après impact sur chant	190

CHAPITRE IV - Conclusions et perspectives 193

1. Scénario d'endommagement d'impact :	193
2. Scénario de rupture de CAI sur chant :	194
3. Perspectives :	195

TABLE DES FIGURES

CHAPITRE I - Comportement de structures composites à l'impact-revue de la littérature et cadre de l'étude

17

Figure 1 : Classification des régimes d'impact : a) Impact basse vitesse ; b) Impact à vitesse modérée ; c) Impact balistique / à haute vitesse [34]	19
Figure 2 : Description des différentes catégories d'impact identifiées dans la littérature [47]	20
Figure 3 : Principe de la tolérance aux dommages ([15] d'après FAR 25)	21
Figure 4 : Evolution de l'utilisation des composites dans l'industrie aéronautique (document Airbus)	23
Figure 5 : Principe de certification dans l'industrie aéronautique [43]	23
Figure 6 : Impact sur peau (gauche) et impact sur chant (droite)	24
Figure 7 : Dommages lors d'un impact sur chant [26]	24
Figure 8 : Politique de détection des impacts sur chant [26]	25
Figure 9 : Campagne d'essais d'impact sur chant [26]	25
Figure 10 : Zone critique d'un aéronaf – Center Wing Box	26
Figure 11 : Schématisation du système du poids tombant [87]	28
Figure 12 : Evolution typique de l'effort durant l'essai d'impact	29
Figure 13 : Evolution typique du déplacement durant l'essai d'impact	30
Figure 14 : Evolution de l'énergie durant l'essai d'impact	31
Figure 15 : Courbe effort / déplacement durant l'essai d'impact	31
Figure 16 : Scénario d'endommagement au cours du chargement d'un composite stratifié [38]	33
Figure 17 : Une Kink-Band dans une plaque composite : a) photographie et b) schéma avec paramètres géométriques [80]	34
Figure 18 : Cône caractéristique du dommage d'impact [59]	35
Figure 19 : Visualisation des dommages internes à l'impact	35
Figure 20 : Fissuration matricielle de cisaillement (a) et de traction (b) [3]	36
Figure 21 : Mécanisme de formation des délaminages proposé par Renault [13,64]	37
Figure 22 : Mécanismes de fissurations [20]	37
Figure 23 : Rôle de la forme et du diamètre sur les performances à l'impact [35]	38
Figure 24 : Echelle macroscopique-cas du post flambement d'un panneau raidi [43]	39
Figure 25 : Echelle macroscopique-cas de l'écrasement-Modèle d'endommagement continu [45]	40
Figure 26 : Echelle microscopique-cas de l'étude d'une fibre [17]	40
Figure 27 : Les différentes échelles de la rupture du matériau stratifié [52]	41
Figure 28 : Architecture des endommagements des composites : (a) Niveau 1 – modèle continu (b) Niveau 2- éléments d'interface pour simuler le délaminage (c) Niveau 3- éléments d'interface simulant à la fois le délaminage et la fissuration matricielle [33]	42
Figure 29 : Schéma de la rupture d'un stratifié [45 / -45] _s sans rupture de fibre [82]	43
Figure 30 : Principe du maillage [33]	46
Figure 31 : Maillage des quatre types de plis à 0°, 90° et ±45° [33]	47
Figure 32 : Les trois types de fissurations matricielles [33]	48
Figure 33 : Principe de modélisation de la fissuration matricielle [33]	48
Figure 34 : Principe de l'indentation permanente [29]	50
Figure 35 : Principe de modélisation de l'indentation permanente en traction (a) et en cisaillement (b) [33] ...	50
Figure 36 : Principe du comportement de délaminage du mode I (a) et du mode II (b)	51
Figure 37 : Rupture de fibre en traction (a) et microscopie d'une rupture en traction d'un spécimen après impact (b) dans un composite carbone epoxy [61]	52
Figure 38 : Loi de comportement de la fibre dans le sens longitudinal en traction et compression avec initiation du dommage et propagation (a) et détail de la loi appliquée sur 8 points d'intégration en traction (b)	52
Figure 39 : Rupture de fibre en compression (a) et microscopie d'une rupture par micro-flambage (Kink-bands) d'un spécimen après impact (b) dans un composite carbone [61]	53
Figure 40 : Dispositif d'un essai de CAI [27]	56
Figure 41 : Modifications du dispositif de CAI (a) [64]; (b) [46]; (c) [86] et pré-charge vérifiée par corrélation d'images(d)	57
Figure 42 : Suivi de propagation de fissure en CAI [33]	58

Figure 43 : Courbes de la contrainte résiduelle en fonction de l'énergie d'impact (a), de la surface délaminée (b) et de l'indentation permanente (c) après impact sur plaque stratifiée HM [0/60/0/-60/0/60/90/-60/0] _s	59
Figure 44 : Modèle numérique de CAI (a) [28] et (b) [59]	60
Figure 45 : Modèle de compréhension du scénario de rupture en CAI [59]	60
Figure 46 : Suivi de propagation de fissure d'un modèle numérique en CAI [33]	61
Figure 47 : Etude de la tolérance aux dommages d'impact sur chant et près d'un bord libre (a) et tragédie de la navette Columbia (b) [56].....	62
Figure 48 : Propriétés mécaniques du Cotech EQX 1034 style 3200 - épaisseur de pli 0.25 mm [56].....	63
Figure 49 : Montage d'impact et dimensions principales des échantillons [65].....	63
Figure 50 : Propriétés mécaniques du l'UTS/977-2 - épaisseur de pli 0.25 mm [65].....	63
Figure 51 : Etude 1, outillage (a) et inspection après impact (b) [56]	64
Figure 52 : Etude 2, contrôles après impact par corrélation d'images (a) et ultrasons (b) [65]	64
Figure 53 : Etude 1, outillage de CAI vue de face (a) et conditions aux limites (b) [56]	65
Figure 54 : Etude 2, géométrie de l'échantillon de l'essai de CAI [65]	65
Figure 55 : Etude 1, modèle numérique d'impact [56].....	66
Figure 56 : Etude 2, modèle analytique de CAI [65]	66
Figure 57 : Etude 1, Courbes effort-temps (a) et essais de répétabilité pour l'impact à 3J (b) [56].....	67
Figure 58 : Etude 1, Courbes énergie absorbée normalisée-énergie d'impact (a) et pic d'effort-énergie d'impact (b) [56].....	67
Figure 59 : Etude 1, Résultats du modèle numérique et comparaison à l'impact à 3J [56].....	68
Figure 60 : Etude 2, Courbe effort-temps d'impact [65].....	68
Figure 61 : Etude 1, Courbe effort-déplacement de CAI pour une épaisseur de 2 mm [56]	69
Figure 62 : Etude 1, résistance résiduelle après CAI pour une épaisseur de 2mm [56]	69
Figure 63 : Etude 1, faciès de rupture après CAI pour une épaisseur de 2mm impactée à 4J près du bord libre (a) et sur le chant (b) [56]	70
Figure 64 : Etude 2, faciès de rupture après CAI [65]	70
Figure 65 : Etude 2, courbe effort-déformation pour un coupon impacté à 10 J en CAI [65]	71
Figure 66 : Travail à effectuer lors de cette thèse	76

CHAPITRE II - Impact sur chant – étude expérimentale et numérique **84**

Figure 1 : Propriétés mécaniques du T700/M21	85
Figure 2 : Propriétés mécaniques du M21/40%/46280	85
Figure 3 : Visualisation du chant des quatre cas de drapage (de gauche à droite cas N°1, 2, 3 et 4)	86
Figure 4 : Détermination des déformations en membrane et en flexion de la peau [17].....	87
Figure 5 : Courbe effort / déplacement - détermination du flambage de peau dans le comportement global [17]	87
Figure 6 : Courbe effort / déformation - détermination du flambage de peau [17].....	87
Figure 7 : Conditions aux limites de l'échantillon de l'étude en post flambage.....	88
Figure 8 : Etude des modes propres ; 2 premiers modes de flambage du cas 2	89
Figure 9 : Modèle 2- Résultats de l'étude des modes propres	89
Figure 10 : Fabrication d'une plaque de surface 350 x 550 mm ² : a) préparation du moule, b) découpe des pré-imprégnés, c) empilement, d) compactage, e) emballage, f) cuisson et g) démoulage.....	90
Figure 11 : Définition de l'outillage de drapage	91
Figure 12 : Cycle de cuisson du T700/M21	91
Figure 13 : Tracé (a) et découpe (b) des échantillons à l'ISAE.....	92
Figure 14 : Installation C-scan.....	93
Figure 15 : Résultats C-scan pour chaque cas de drapage	94
Figure 16 : C-scan typique obtenu après impact (20J) : en amplitude (a), en distance (b) et déplacement hors plan obtenu par corrélation d'images (c)	95
Figure 17 : Radiographie X après impact à 20J (a) et micrographies correspondantes (b)	96
Figure 18 : Etude des interfaces délaminées par microscopie (impact 20J)	96
Figure 19 : Phénomène de bande de pliage sous l'impacteur (impact 10J)	97
Figure 20 : Tour de chute d'impact sur chant	98
Figure 21 : Principe de l'outillage d'impact sur chant	99
Figure 22 : Courbe effort / déplacement durant l'essai d'impact.....	100
Figure 23 : Mise en place de l'essai d'indentation (a) et courbe tension-temps typique d'indentation (b).....	100
Figure 24 : Contrôle des dommages après impact : des longueurs de fissures par inspection visuelle (a) des surfaces délaminées par cliché RX (b) et des interfaces délaminées par micrographie (c).....	101

Figure 25 : Comparatif des courbes effort-déplacement des différents drapages impactés à 10, 20 et 35 J : cas 1 (a), 2 (b), 3 (c) et 4 (d)	102
Figure 26 : Comparatif des courbes effort-déplacement filtrées des différents drapages impactés à 10, 20 et 35 J : cas 1 (a), 2 (b), 3 (c) et 4 (d) et comparatif des courbes effort-déplacement des quatre cas de drapage impactés à 10 J (e)	103
Figure 27 : De l'étape 1 à 2_Vue en coupe : Kink-Bands	104
Figure 28 : Cliché au microscope électronique à balayage des Kink-Bands (cas 3 impacté à 10 J)	105
Figure 29 : De l'étape 2 à 3_Vue en coupe : Fissuration matricielle de cisaillement	105
Figure 30 : De l'étape 3 à 4_Vue en coupe : Plateau de crushing	106
Figure 31 : Endommagement du cas de drapage 3 aux Rayons X (impacté à 35J)	107
Figure 32 : Longueur de fissure maximum (a), profondeur de dommage maximum (b) et surface délaminée (c) en fonction de l'énergie d'impact	108
Figure 33 : Surface délaminée en fonction de l'indentation permanente	109
Figure 34 : Représentation de l'endommagement de chaque cas de drapage	109
Figure 35 : Superposition des courbes effort / déplacement d'indentation et d'impact des quatre cas de drapage : cas 1 (a), cas 2 (b), cas 3 (c) et cas 4 (d)	110
Figure 36 : Clichés Rayons X d'impact (a) et d'indentation (b) du cas de drapage 4 (équivalent à 20J)	111
Figure 37 : Coupes microscopiques présentant la propagation des Kink-Bands avant la chute d'effort	112
Figure 38 : Courbe effort/déplacement typique de crushing (a) [7], mode de splaying (b) [9], mode de propagation (c)[9] et exemple d'une courbe effort - déplacement d'un essai de crushing d'un stratifié 0/90 accompagné d'une sélection d'images du développement de crushing (d) [10]	113
Figure 39 : Relevés de la surface projetée d'impacteur du cas de drapage 3 (loupe binoculaire)	115
Figure 40 : Mesure de la surface projetée d'impacteur en fonction de l'énergie d'impact	115
Figure 41 : Principe de détermination de X_{45}	116
Figure 42 : Principe de détermination de la courbe effort/déplacement théorique du cas de drapage 2	117
Figure 43 : Approche analytique de compréhension du scénario d'impact	119
Figure 44 : Montage de l'essai de frottement	120
Figure 45 : Détermination des échantillons pour les essais de frottement	121
Figure 46 : Etude de frottement lors d'un usinage [12]	122
Figure 47 : Coefficient de frottement relevé lors de l'étude [12]	122
Figure 48 : Principe des essais de frottement	123
Figure 49 : Courbes force normale / force tangentielle des essais de frottement	124
Figure 50 : Principe du crushing dans la direction t	125
Figure 51 : Prise en compte en compte de l'expansion selon z en considérant le volume constant	126
Figure 52 : Principe du crushing dans la direction z	127
Figure 53 : Détermination de σ_{crush}	128
Figure 54 : Principe de la transmission du crushing	129
Figure 55 : Principe d'impact/indentation cylindrique sur chant d'UD	129
Figure 56 : Montage de l'essai d'indentation sur chant d'UD	130
Figure 57 : Comparatif des courbes effort-déplacement de cinq orientations d'UD par rapport à l'axe d'indentation	131
Figure 58 : Faciès d'endommagement d'indentation sur chant d'UD : de gauche à droite fibres orientées à 90°(a), 80°(d), 60°(b), 45°(c) et 0°(e) par rapport à l'axe d'indentation	131
Figure 59 : Principe d'indentation cylindrique sur chant d'UD orienté à 90° (a) et déformations du modèle éléments finis correspondant (b)	132
Figure 60 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement d'indentation sur chant d'UD orienté à 90°	133
Figure 61 : Rupture d'élément provoquant les oscillations de la courbe effort/déplacement	133
Figure 62 : Eléments sollicités en coin pour un déplacement de l'indenteur de 2.5 mm	134
Figure 63 : Comparatif Essai (a)-Modèle (b) de la forme de l'endommagement sur chant et de la surface de contact indenteur/échantillon projetée d'un UD orienté à 90°	134
Figure 64 : Principe d'indentation cylindrique sur chant d'UD orienté à 0° (a) et déformations du modèle éléments finis correspondant (b)	135
Figure 65 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement d'indentation sur chant d'UD orienté à 0°	136
Figure 66 : Comparatif Essai (a)-Modèle (b) de la forme de l'endommagement sur chant et de la surface de contact indenteur/échantillon projetée d'un UD orienté à 0°	137
Figure 67 : Principe d'indentation cylindrique sur chant d'UD orienté à 80° (a) et déformations du modèle éléments finis correspondant (b)	138

Figure 68 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement d'indentation sur chant d'UD orienté à 80°	139
Figure 69 : Eléments fortement dégénérés du modèle d'indentation d'un UD orienté à 80°	139
Figure 70 : Comparatif Essai (a)-Modèle (b) de la forme de l'endommagement sur chant et de la surface de contact indenteur/échantillon projetée d'un UD orienté à 80°	140
Figure 71 : Principe d'indentation cylindrique sur chant d'UD orienté à 45° (a) et déformations du modèle éléments finis correspondant (b)	141
Figure 72 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement d'indentation sur chant d'UD orienté à 45°	142
Figure 73 : Comparatif Essai (a)-Modèle (b) de la forme de l'endommagement sur chant et de la surface de contact indenteur/échantillon projetée d'un UD orienté à 45°	142
Figure 74 : Principe d'indentation cylindrique sur chant d'UD orienté à 60° (a) et déformations du modèle éléments finis correspondant (b)	143
Figure 75 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement d'indentation sur chant d'UD orienté à 60°	144
Figure 76 : Comparatif Essai (a)-Modèle (b) de la forme de l'endommagement sur chant et de la surface de contact indenteur/échantillon projetée d'un UD orienté à 60°	145
Figure 77 : Principe du modèle d'impact sur chant de stratifié	146
Figure 78 : Comparatif Essai-Modèle de la coupe dans l'épaisseur de l'échantillon du cas 2 (a), et du cas 3 (b) impactés à 10J et située sous l'impacteur	147
Figure 79 : Kink-bands visualisées par microscopie du cas 3 impacté à 10J (a) et restituées par la rupture de fibres en compression du modèle numérique (b)	148
Figure 80 : Comparatif Essai-Modèle du gonflement hors plan (a), déplacement hors plan du modèle (b) et de l'essai physique du cas 3 impacté à 10 J (c)	149
Figure 81 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/temps d'impact sur chant du cas 2 impacté à 10 J (a), 20 J (b) et 35 J (c) et du cas 3 impacté à 10 J (d), 20 J (e) et 35 J (f)	150
Figure 82 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement d'impact sur chant du cas 2 impacté à 10 J (a), 20 J (b) et 35 J (c) et du cas 3 impacté à 10 J (d), 20 J (e) et 35 J (f)	151
Figure 83 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement d'impact et d'indentation sur chant du cas 2 impacté à 20 J (a), et du cas 3 impacté à 20 J (b)	152
Figure 84 : Comparatif Essai-Modèle de la profondeur maximum de dommage (a), de la surface délaminée projetée (b) et comparatif de la surface délaminée du modèle par rapport au RX du cas 2 (c) et du cas 3 impactés à 10 J (d)	152
Figure 85 : Comparatif Essai-Modèle de la longueur maximum de fissure sur le chant (a) et de l'indentation permanente après impact (b)	153
Figure 86 : Comparatif Essai-Modèle avec différents coefficients de frottement des courbes effort/déplacement d'impact sur chant du cas 2 impacté à 10 J (a), et du cas 3 impacté à 10 J (b)	153
Figure 87 : Comparatif des faciès de déformations du chant avec différents coefficients de frottement du cas 2 impacté à 10 J (a), et du cas 3 impacté à 10 J (b)	154

CHAPITRE III - Compression après impact sur chant – étude de la tenue résiduelle 160

Figure 1 : Outillage de compression après impact (CAI)	162
Figure 2 : Liaison glissière réalisée par les couteaux de maintien	163
Figure 3 : Principe de l'essai de CAI	163
Figure 4 : Montage de l'éprouvette dans l'outillage de CAI	164
Figure 5 : Montage des capteurs	165
Figure 6 : Pré-charge (a) et vérification de l'homogénéité des déplacements de compression de l'éprouvette par stéréo-corrélation d'images (b)	165
Figure 7 : Evolution théorique des déformations lors d'un flambage [2]	166
Figure 8 : cas1-sain, champ de déplacement dans l'axe de compression v à 111 MPa (a), 333 MPa (b) et 500 MPa (c)	167
Figure 9 : cas1-sain, courbe contrainte-déformation	168
Figure 10 : cas1-sain, déformation ε_{yy} à 111 MPa (a), 333 MPa (b) et 500 MPa (c)	168
Figure 11 : cas1-sain, faciès de rupture après CAI	169
Figure 12 : faciès de rupture et courbes contrainte-déformation des cas2 (a), cas3 (b) et cas4 (c)	169
Figure 13 : cas1-impacté à 20J, champ de déplacement dans l'axe de compression v à 111 MPa (a), 333 MPa (b) et 500 MPa (c)	170
Figure 14 : cas1-impacté à 20J, faciès de rupture après CAI	171
Figure 15 : cas1-impacté à 20J, dégagement de poussières avant rupture	171

Figure 16 : Cas1-impacté à 20J, courbes contrainte-déformation et contrainte-flèche	172
Figure 17 : Cas1-impacté à 20J, déplacement hors plan w par stéréo corrélation (a), évolution du déplacement hors plan (W) le long du chant (Y) impacté (b), et schéma des déplacements de l'éprouvette (c).....	172
Figure 18 : Contraintes résiduelles en fonction de l'énergie d'impact.....	173
Figure 19 : Déformations résiduelles en fonction de l'énergie d'impact	174
Figure 20 : Principe du modèle de CAI sur chant de stratifié	176
Figure 21 : Comparatif Essai-Modèle des faciès de rupture de CAI sur chant de la surface extérieure du cas 2(a), et du cas 3 (b).....	177
Figure 22 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement imposé de CAI sur chant du cas 2 impacté à 10 J (a), 20 J (b) et 35 J (c) et du cas 3 impacté à 10 J (d), 20 J (e) et 35 J (f)	179
Figure 23 : Comparatif Essai-Modèle des courbes contrainte-déformation et contrainte-flèche du cas 2 impacté à 10 J (a), 20 J (b) et 35 J (c).....	180
Figure 24 : Comparatif Essai-Modèle des courbes contrainte-déformation et contrainte-flèche du cas 3 impacté à 10 J (a), 20 J (b) et 35 J (c).....	181
Figure 25 : Evolution de la surface délaminée, de la déformation longitudinale et de la rupture de fibre du pli à 0° le plus proche du centre de l'échantillon du cas 2 impacté à 10 J.....	183
Figure 26 : Evolution de la surface délaminée, de la déformation longitudinale et de la rupture de fibre du pli à 0° le plus proche du centre de l'échantillon du cas 3 impacté à 10 J.....	184
Figure 27 : Comparatif Essai/Modèle des contraintes résiduelles en fonction de l'énergie d'impact	185
Figure 28 : Comparatif Essai/Modèle des déformations résiduelles en fonction de l'énergie d'impact	186
Figure 29 : Comparatif Essai/Modèle des contraintes (a) et des déformations (b) résiduelles en fonction de l'indentation permanente	187
Figure 30 : Comparatif Essai/Modèle des contraintes (a) et des déformations (b) résiduelles en fonction de la longueur maximum de fissure	188

CHAPITRE IV - Conclusions et perspectives

193

Figure 1 : Montage et cliché RX d'impact sur chant centré (a) et décentré (b) du cas 2 impacté à 35 J.....	196
--	-----

CHAPITRE I

Comportement de structures composites à l'impact-revue de la littérature et cadre de l'étude

Ce chapitre présente une synthèse d'un certain nombre de recherches à la fois expérimentales et numériques d'impact sur structures composites disponibles dans la littérature. Son objectif consiste à établir un état de l'art relatif aux problématiques de tolérance aux dommages d'impact sur structures composites. Il s'agit également d'évaluer les performances des structures testées et les paramètres clés intervenant dans la résistance à l'impact.

La démarche proposée lors de cette thèse, à savoir la construction d'une modélisation numérique basée sur une étude expérimentale détaillée des phénomènes d'endommagement se développant lors de l'impact, est caractéristique des recherches sur les composites développées au sein du laboratoire de l'Institut Clément Ader (ICA). L'accent est en effet mis sur l'étude expérimentale des endommagements et de leur scénario d'apparition, que l'essai consiste en un impact, une compression après impact, une traction ou tout autre sollicitation.

Nous nous concentrerons dans ce qui suit aux travaux concernant la problématique des impacts à basse vitesse, basse énergie sur matériaux composites. Ces impacts peuvent fortement diminuer leur résistance résiduelle sans laisser de marque visible sur la surface extérieure. Dimensionner numériquement une structure composite en tenant compte des aspects détectabilité et tolérance aux dommages nécessite donc de savoir modéliser l'impact avec son scénario d'endommagement, l'indentation permanente et la compression après impact (CAI). Cette thèse s'inscrit donc dans cette démarche et fait suite à d'autres thèses soutenues lors de ces dernières années au sein de l'ICA-ISAE.

Dans un premier temps, une présentation des différentes catégories d'impact, de la notion de tolérance aux dommages et de la problématique industrielle permettent de situer le cadre de notre étude.

Dans un second temps, un état des lieux des études expérimentales et numériques des impacts sur peau composite est proposé. Plusieurs approches sont étudiées et leurs limites discutées. Une étude du modèle d'impact sur peau composite développé au sein du laboratoire [59], sur lequel seront basés les travaux de cette thèse, est détaillée de manière plus spécifique. Ce dernier point permettra d'anticiper les travaux spécifiques à apporter à cette modélisation afin de l'adapter à l'impact sur chant.

Ensuite, les principales méthodes d'étude expérimentale et numérique de la tolérance aux dommages en compression après impact sont approfondies. On montre ainsi que la plupart des modèles de CAI dans la littérature introduisent des dommages d'impact artificiels issus de données expérimentales pour simuler la CAI, ce qui présente un frein à une modélisation

Etude bibliographique

complète de la tolérance aux dommages et une méthode proposant d'intégrer le modèle d'impact au modèle de CAI est proposée.

La quatrième partie se focalise sur les deux seules études, à notre connaissance, d'impact sur chant de la littérature. Les méthodes, les matériaux et les principaux résultats d'impact et de CAI réalisés dans le cadre de ces deux études sont mis en lumière. Enfin, leurs limites seront discutées afin d'anticiper les travaux à entreprendre dans le cadre de cette thèse et ainsi répondre aux besoins académiques et industriels.

En conclusion, une synthèse des travaux tant expérimentaux que numériques à effectuer lors de cette thèse est mise en évidence par rapport aux développements actuels existants. Ces travaux feront l'objet du chapitre II (Impact sur chant) et du chapitre III (CAI sur chant). Le modèle numérique de CAI, présenté au chapitre III, est un nouveau pas pour le développement d'un modèle prédictif complet à partir de l'impact jusqu'à la CAI, à l'instar de précédentes études réalisées à l'ICA [33].

1. Généralités :

1.1. Catégories d'impact

On peut définir quatre grandes catégories d'impact correspondant à des applications et contextes bien distincts.

Tout d'abord, les impacts à basse vitesse. Les vitesses d'impact du projectile sont inférieures à 10 m/s et la masse de ce dernier est comprise entre 50 g et 30 kg selon les applications (chute d'objets pendant la fabrication ou la maintenance par exemple) [24,70]. Les structures sont généralement endommagées en compression sous le projectile et en flexion locale (Figure 1.a) [34]. Le domaine de basse vitesse est valable lorsque la propagation des ondes dans l'épaisseur ne joue pas de rôle sur la tenue de la structure. Plus précisément, lorsque le projectile entre en contact avec la cible, des ondes de compression, de cisaillement et des ondes de Rayleigh (ondes de surface) se propagent. Après plusieurs allers-retours dans l'épaisseur, le mouvement de la structure s'initie [47]. Les impacts pour lesquels l'endommagement est introduit après le mouvement de la structure sont considérés comme des impacts à basse vitesse [3].

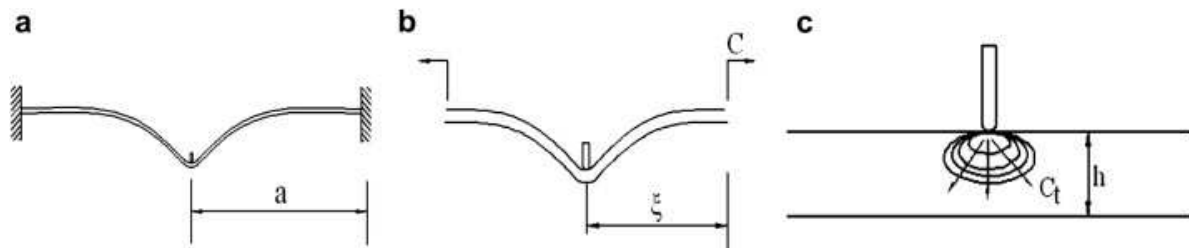


Figure 1 : Classification des régimes d'impact : a) Impact basse vitesse ; b) Impact à vitesse modérée ; c) Impact balistique / à haute vitesse [34]

Ensuite, les impacts à très haute vitesse (Figure 1.c) sont étudiés dans le cadre de protections de satellites ou lanceurs contre des débris spatiaux de très faible masse (quelques milligrammes) mais pouvant atteindre des vitesses de plusieurs kilomètres par seconde [49,68]. Il existe également des impacts à haute vitesse et des impacts balistiques qui se situent dans des domaines de vitesse proches. On peut considérer les impacts balistiques comme un sous-domaine des impacts à hautes vitesses. Ils sont étudiés dans le cadre d'applications militaires et font l'objet de normes spécifiques (normes européennes EN 1522 ou standards américains NIJ).

Enfin, à mi-chemin des catégories basse et haute vitesse, se trouve la catégorie des impacts à vitesse modérée (Figure 1.b). Quelques auteurs identifient clairement ce domaine de vitesses intermédiaires ou modérées [10,74,79]. On peut noter que pour des impacts à vitesses modérées, l'endommagement dans le cas de structures minces est un mode intermédiaire entre la flexion et l'endommagement local en cisaillement transverse [47].

Etude bibliographique

Toutes ces catégories sont résumées par ordre de vitesse croissante Figure 2 :

Catégorie	Vitesse [m/s]	Masse [g]	Energie d'impact [J]	Domaine d'application	Banc de test utilisé
Basse vitesse	< 10	50-30000	1-200	Transports	Poids tombant
Vitesse modérée	50-200	1-200	1-4000	Transports	Canon, barres d'Hopkinson
Haute vitesse	200-500	5-500	100-20000	Transports	Canon, barres d'Hopkinson
Balistique	200-600	5-20	100-500	Protection militaire	Stand de tir, canon
Très hautes vitesses	1000-5000	0.001	Env. 100	Aérospatiale	Canon

Figure 2 : Description des différentes catégories d'impact identifiées dans la littérature [47]

La vitesse de chute d'un outil de masse 2 kg sur un raidisseur peut varier de 0 à 5 m/s. C'est pourquoi cette étude se focalisera sur le domaine des impacts à basse vitesse et basse énergie d'impact.

1.2. Tolérance aux dommages

Les composites sont largement utilisés dans le développement de l'ingénierie aéronautique depuis les années 1980. Les structures internes d'aéronef sont particulièrement fragiles aux sollicitations d'impact, de type chute d'outil lors des opérations de fabrication ou de maintenance, qui peuvent réduire de façon drastique leurs caractéristiques résiduelles tout en laissant une marque souvent peu visible sur la surface [3]. Ces structures internes peuvent subir des impacts pouvant atteindre une énergie jusqu'à environ 35J. Les zones externes de l'appareil peuvent quant à elles subir des impacts (non seulement à la fabrication ou lors de la maintenance mais également en service) au-delà de 50J. Afin de certifier ces structures dans le domaine aéronautique, il est alors nécessaire de démontrer leur tenue résiduelle à des charges dépendantes de la détectabilité du dommage d'impact [67]. On parle ainsi de tolérance aux dommages d'impact (Figure 3).

Depuis une quarantaine d'années, le concept de tolérance aux dommages a été introduit pour les structures d'avions civils (matériaux métalliques). Le principe de ce concept est de s'assurer que l'aéronef peut fonctionner en toute sécurité pour une certaine période de temps même en présence de dommages [29]. Ceci implique la nécessité de suivre une démarche de conception / justification des structures en tenant compte de l'aspect tolérance aux dommages dès la phase d'avant-projet. La tolérance aux dommages a été appliquée aux structures composites dès leur arrivée dans le monde industriel [15,36] afin d'assurer la sécurité de la structure. Les problématiques d'endommagement dans les composites sont cependant différentes de celles des matériaux métalliques dans les règles de conception et de détection des dommages.

Plusieurs points faibles, dont leur faible tolérance aux dommages, limitent encore l'expansion de ces matériaux. Ces dommages sont la conséquence d'impacts qui surviennent tout au long du cycle de vie de l'avion (fabrication, assemblage, manutention, exploitation,

maintenance...) [84]. Or, les composites sont connus pour être relativement endommageables à l'impact. De plus, l'endommagement et la tenue résiduelle des composites après un impact restent difficiles à prédire et souvent, l'essai remplace la prédiction, ce qui a évidemment un coût, surtout lorsque l'essai révèle un défaut de tenue à l'impact. L'industrie aéronautique spécifie alors des critères de conception des matériaux composites pour la tolérance aux dommages [15,25,27].

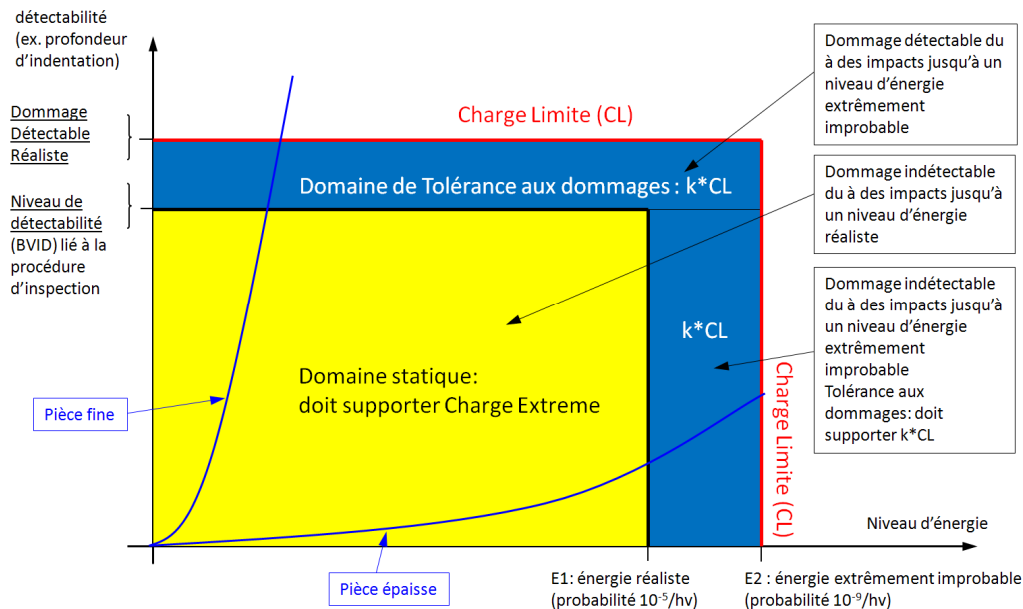


Figure 3 : Principe de la tolérance aux dommages ([15] d'après FAR 25)

Les problèmes concernant l'impact basse vitesse, tels que la chute d'outil lors de la fabrication ou de la maintenance, l'impact de débris sur la piste de l'aéroport... sont généralement classés dans les niveaux de dommages des catégories CAT 1 et CAT 2. La différenciation entre ces deux catégories se fait par la définition d'un seuil de détectabilité des dommages appelé BVID (Barely Visible Impact Damage), qui est le plus petit dommage détectable lors d'une inspection. En-deçà de ce seuil, la structure doit donc supporter les charges extrêmes (FAR 25.305). Dans le domaine aéronautique et aérospatial, il a été démontré qu'une indentation permanente entre 0.25 et 0.5 mm était détectable durant une inspection visuelle détaillée avec une probabilité supérieure à 90%. Tropis *et al.* [78] ont montré que pour une indentation de 0.5 mm cette probabilité atteignait 99 % avec une confiance de 95%.

Les propriétés mécaniques les plus affectées par l'impact sont la compression, la flexion et le cisaillement interlaminaire [76]. Nous nous limiterons dans le cadre de ce rapport simplement à la compression après impact.

Par conséquent, afin de respecter les normes de sécurité, le dimensionnement et la conception des structures composites doivent prendre en compte la tolérance aux dommages [23]. Les exigences aéronautiques pour le dimensionnement à la tolérance aux dommages sont les suivantes :

- La structure contenant des dommages ou des défauts non détectables durant la fabrication ou l'inspection de maintenance doit tenir les charges extrêmes.

Etude bibliographique

- La structure contenant des dommages détectables durant l'inspection de maintenance doit supporter les charges limites.
- Tous les dommages diminuant la tenue résiduelle de la structure sous les charges extrêmes doivent être réparés une fois détectés.
- La structure contenant des dommages créés lors du vol par un événement discret de type exceptionnel doit résister à des charges compatibles à la poursuite du vol en toute sécurité. Ces dommages exceptionnels sont en général facilement détectables par les membres d'équipage.
- Tous les dommages réparés doivent supporter les charges extrêmes.

Dans le cas de la CAT 1, le dommage est indétectable, la structure doit tenir les charges extrêmes (UL : Ultimate Load).

Dans celui de la CAT 2, le dommage est détectable dans le cadre d'un programme d'inspections défini : la structure doit tenir les charges limites (LL : Limit Load), légèrement plus faibles que les charges extrêmes, et doit être réparée.

Pour finaliser une conception de structure composite par la tolérance aux dommages, outre les questions de détectabilité des dommages, il est nécessaire de considérer la résistance résiduelle de la structure. Dans le cas de l'impact sur composite, le chargement post-impact le plus dimensionnant est très majoritairement la compression [3,27]. On parle alors de compression après impact (CAI) pour définir les essais de tenue résiduelle à réaliser. Différents essais de CAI existent, relativement similaires, décrits par les normes suivantes : Airbus AITM 1-0010 [87], Boeing BSS 7260 [91], SACMA SRM 2R-94 [90] et ASTM D7137/D7137M [92].

Une diminution de la résistance résiduelle signifie que pour pouvoir tenir les charges extrêmes, la notion de tolérance aux dommages induira une augmentation de la quantité de matériau nécessaire, et donc une forte augmentation de la masse de la structure, sachant que cette masse additionnelle sera superflue... tant qu'il n'y a pas de dommage d'impact ! Le challenge est donc d'optimiser les structures en masse tout en répondant aux critères de tolérance aux dommages [33].

Attention, la notion de tolérance aux dommages ne signifie pas qu'il faille concevoir une structure la plus résistante possible, mais bel et bien la plus légère possible supportant les charges extrêmes, et ce pour tout impact dont les dommages se traduisent par une indentation permanente inférieure ou égale au BVID [33]. Pour optimiser une structure composite à l'impact, il peut être judicieux de favoriser l'apparition d'une indentation permanente, tout autre dommage restant équivalent, ou du moins en maintenant la résistance résiduelle supérieure aux charges extrêmes définies. L'indentation permanente peut alors être considérée comme un bonus pour la procédure d'inspection d'impact [54].

Cette présentation du concept de tolérance aux dommages pour l'impact sur stratifiés composites montre la complexité de la tâche pour remplir à la fois les exigences de vérification de tenue en tolérance aux dommages et obtenir les structures optimales. Les approches purement expérimentales (coûteuses) ou analytiques sont donc insuffisantes, et les approches numériques de type éléments finis peuvent apporter un plus au niveau de la conception des stratifiés (approche de type « virtual testing » [71]).

Etude bibliographique

1.3. Données industrielles

Dans le transport aérien, la sécurité des passagers et la fiabilité des structures sont des aspects essentiels. En particulier pour l'industrie aéronautique, la demande en matériaux à la fois résistants et légers a été le moteur du développement des composites. Ces matériaux présentent de grands intérêts en termes de gain de masse, de corrosion ou bien encore de tenue en fatigue.

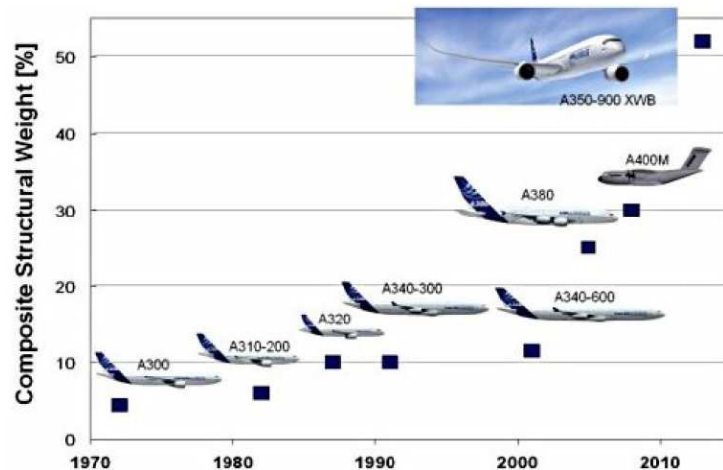


Figure 4 : Evolution de l'utilisation des composites dans l'industrie aéronautique (document Airbus)

Pour améliorer les performances des aéronefs, la diminution du poids est nécessaire. Il est donc devenu courant de trouver sur des aéronefs civils et militaires, des parties structurales en matériaux composites, et cette tendance tend à s'accroître (Figure 4).

Pour les autorités de certification des structures aéronautiques, l'introduction de nouveaux matériaux requiert que la démonstration du niveau de sécurité reconnu pour les matériaux précédemment employés soit faite. Or cette démonstration se fait pour les composites en suivant des étapes bien différentes de celles utilisées pour les matériaux métalliques (Figure 5).

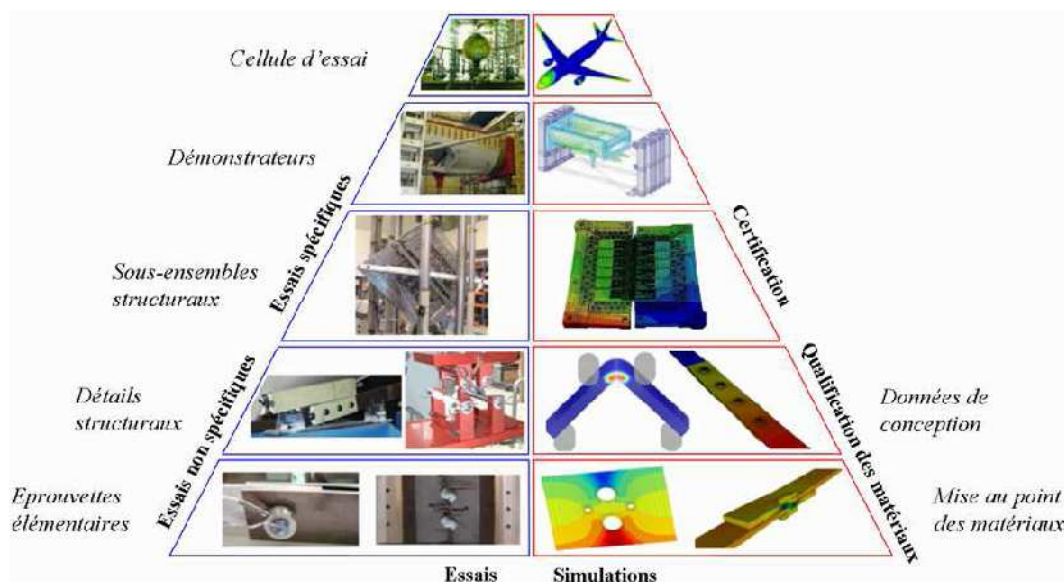


Figure 5 : Principe de certification dans l'industrie aéronautique [43]

Etude bibliographique

De nombreux travaux sur les problématiques d'endommagement et d'impact sur peau composite ont été réalisés et le mécanisme d'endommagement de ce type d'impact est, à l'heure actuelle, assez bien maîtrisé. En revanche, le mécanisme de l'endommagement des structures composites dû à des impacts sur chant n'a, pour le moment, pas été étudié avec précision (Figure 6). Les retours d'expérience des derniers projets d'aéronefs constitués de matériaux composites ont fait prendre conscience aux constructeurs de la nécessité de se pencher sur la question de ces impacts sur chant [26].

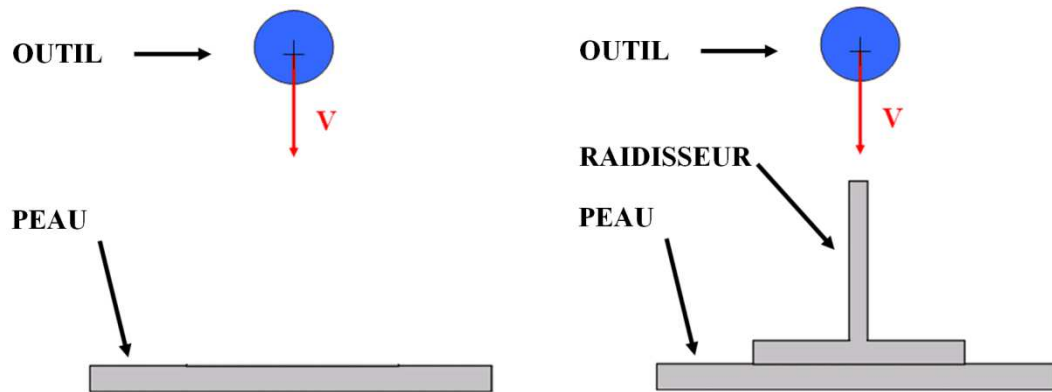


Figure 6 : Impact sur peau (gauche) et impact sur chant (droite)

Les travaux de Fernando *et al.*, réalisés en 2004 [26], ont permis de déterminer des critères expérimentaux de BVID pour les impacts sur chant. Si l'on se base sur les travaux de Fernando *et al.* [26] on peut s'apercevoir que le cas des impacts sur chant est très particulier. En effet les endommagements causés par ce type d'impact présentent plusieurs fissures sur le chant du raidisseur (Figure 7) et des délaminages entre les plis du stratifié. De plus, une importante indentation permanente est relevée sous l'impacteur.

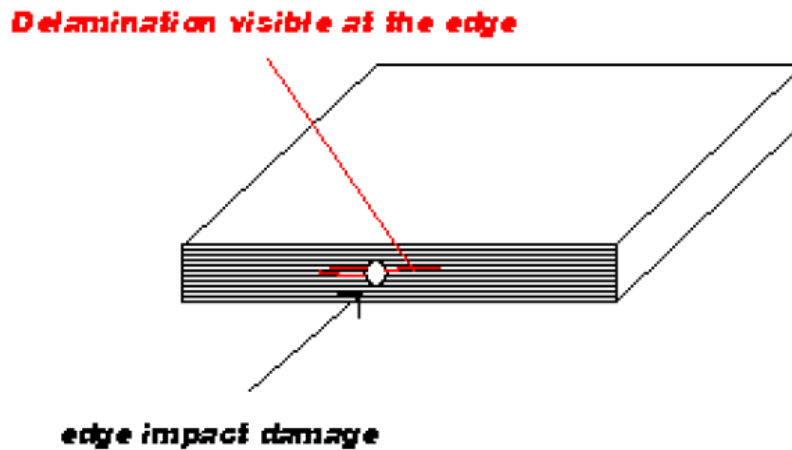


Figure 7 : Dommages lors d'un impact sur chant [26]

Il est industriellement admis, qu'en plus du critère de la taille d'indentation (profondeur d'enfoncement résiduelle formée par l'impacteur), les seuils de détectabilité pour les impacts sur chant sont les mêmes que pour la détection de fissure sur structure métallique.

Etude bibliographique

La politique actuelle au sein de la société AIRBUS concernant les seuils de détectabilité des dommages d'impact sur chant est basée sur la profondeur d'indentation et la longueur de la zone fissurée (Figure 8).

	DET	GVI	Walk-around
Detectability threshold for "edge impact damage" (BVID): dent depth	0.3mm	1.3mm	Case-by-case
Detectability threshold for "edge impact damage" (BVID): cracks length, multi-cracks	10mm	40mm	Case-by-case

DET = detailed inspection GVI = general visual inspection WA = walk around
--

Figure 8 : Politique de détection des impacts sur chant [26]

Ces données sont cependant à relativiser car elles ont été définies en 2004, et depuis il se peut que des évolutions soient apparues.

Nous pouvons enfin retenir dans les travaux de Fernando *et al.* [26] plusieurs paramètres d'essais qui nous permettront d'établir nos propres essais d'impact sur chant. Le faible nombre de données recueillies dans la littérature industrielle peut être résumé ci-dessous :

- Impacteur de diamètre 16 mm de forme hémisphérique.
- Impact réalisé sur structure saine et non endommagée.
- Indentation mesurée au moment de l'impact.
- Energie d'impact de 5 à 50 J pour des épaisseurs de 3.9 mm à 15 mm.



12.12J; dent = 0.18mm; thickness = 14.5mm; T700/M21 268g/m²; cracks ~ 10mm



30J; dent = 0.86mm; thickness = 12mm; cracks ~ 40mm

Figure 9 : Campagne d'essais d'impact sur chant [26]

Etude bibliographique

Il est intéressant de voir que ces données ont été collectées sur des encadrements de hublots et des nervures d'ailerons de l'A380, le longeron inférieur de la Keel beam A340-500/600, ou bien encore sur des sommets des raidisseurs de panneaux raidis de Center Wing Box (Figure 9). Ceci nous indique en particulier quelles sont les zones les plus sensibles à ce type de dommage (Figure 10). Par conséquent ce seront ces zones qui feront l'objet d'optimisation à l'impact sur chant.

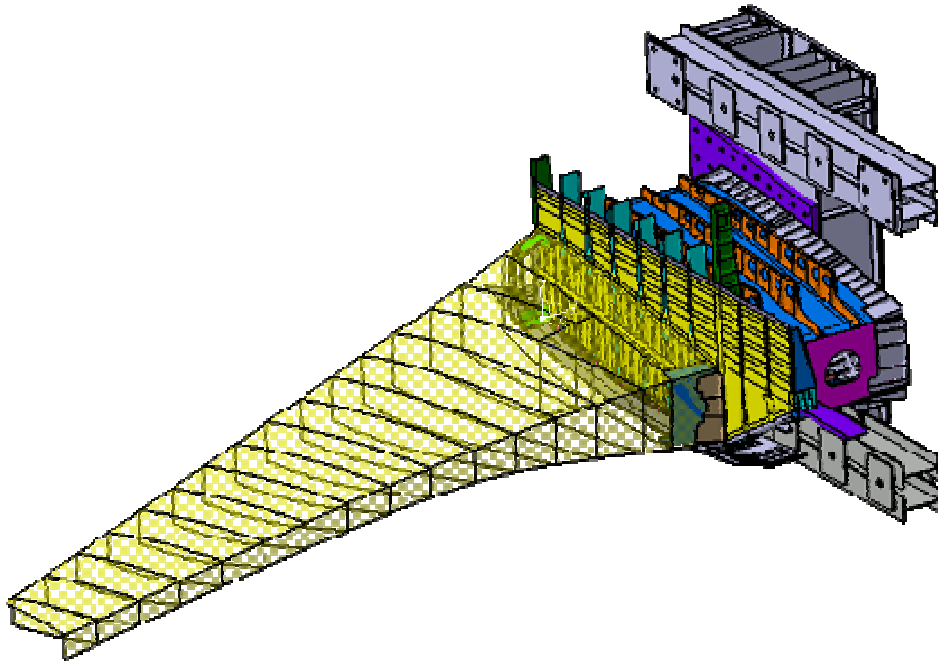


Figure 10 : Zone critique d'un aéronef – Center Wing Box

1.4. Conclusion

Cette étude montre le manque de connaissance à l'heure actuelle sur les phénomènes d'impact sur chant dans l'industrie. Il s'agit encore de données empiriques et faisant appel, je cite à l'«engineering judgment» [26].

Néanmoins certaines informations précieuses ont été récoltées lors de cette recherche. Ainsi avons-nous pu identifier les plages d'énergie, d'épaisseur, de profondeur d'indentation et de longueur de fissures retenus par l'industrie (Figure 8). On notera pour le moment qu'un seul type d'impacteur a été utilisé lors de ces campagnes d'essais. Des recherches approfondies devront être menées à ce sujet afin de mieux comprendre son influence, car pour d'autres types d'essais d'impact, la géométrie de l'impacteur varie suivant le besoin et joue un rôle dans le scénario d'endommagement.

Pour le moment, les solutions retenues pour protéger les structures subissant des impacts sur chant correspondent à des solutions coûteuses en masse et ne sont pas optimisées. La méconnaissance des mécanismes d'endommagement dus à des impacts sur chant implique de trouver une solution alternative à ces problématiques. Par conséquent, il est nécessaire de pouvoir prédire de manière réaliste l'effet d'un impact sur chant et de pouvoir prédire l'endommagement des structures, puis leur tenue résiduelle. Pour cela, il faut comprendre le mécanisme d'endommagement. Ensuite, la prédiction analytique ou numérique de la tenue résiduelle après impact permettra de diminuer les masses, d'éviter des essais coûteux, et de raccourcir la durée de développement.

2. Etudes expérimentales et numériques d'impact sur peau :

2.1. Impact basse vitesse et basse énergie sur tour de chute

Les tours de chute permettent de mesurer les performances à l'impact d'un matériau. Il existe de nombreux types de tours ; le choix de l'appareil dépend des données que l'on veut extraire des essais. De nombreux paramètres sont à prendre en compte tels que:

- l'énergie, elle dépend du type d'impact que l'on veut réaliser.
- les systèmes de mesure embarqués, l'objectif est d'obtenir un suivi de l'impact en direct.
- le système de fixation de l'éprouvette, il dépend du type d'éprouvette à étudier, de sa forme géométrique et de sa taille.
- la précision ; on peut la garantir par exemple avec un système anti-rebonds dans le but d'éviter les impacts secondaires. Un système efficace de pesé et de la hauteur de l'impacteur permet aussi de définir une bonne précision.
- la température et la pression, certains appareils de tours de chute ont la possibilité de faire varier ces paramètres.
- la fréquence de réalisation des essais, l'objectif est souvent de réaliser de nombreux essais dans un temps donné.

Ces différents éléments permettent de choisir la tour de chute adéquate en fonction de l'étude à réaliser.

Lors de l'utilisation d'une tour de chute, la hauteur à laquelle est lâché l'indenteur est importante car elle permet de calculer l'énergie d'impact. Elle est calculée grâce à la formule suivante :

$$h = k * \frac{E_{impact}}{g * m_{impacteur}}$$

Où « k » est un coefficient qui dépend de la tour de chute, « m_{impacteur} » la masse de l'impacteur et « g » la constante de gravité égale à 9.81m.s⁻². Le coefficient k permet de tenir compte des frottements dans la tour de chute dus au guidage.

Etude bibliographique

L'essai d'impact permet de créer des endommagements dans les structures censés représenter les endommagements se produisant réellement sur les structures composites en service (Figure 11). Il existe plusieurs procédures en fonction des énergies et des vitesses d'impact (basses, moyennes et grandes). Celle classiquement utilisée pour impacter les stratifiés utilise un dispositif de poids tombant. Aucune norme n'est encore applicable à ce type d'essai sur chant, en revanche il existe des normes pour impact sur peau [87,88].

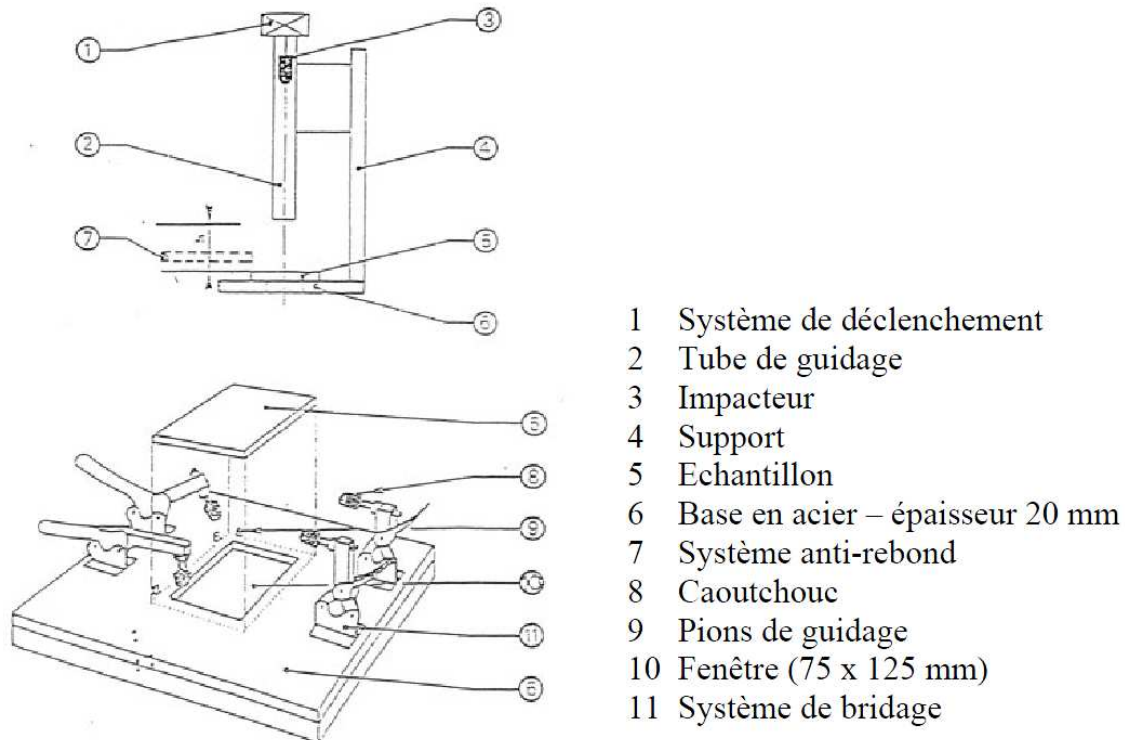


Figure 11 : Schématisation du système du poids tombant [87]

Le principe de l'essai d'impact par poids tombant consiste à lâcher une masse instrumentée à une certaine hauteur sur une éprouvette composite. La masse est guidée par un rail (Figure 11) et la plaque à impacter est maintenue par un outillage adapté.

La force d'impact réelle ($F_{réelle}$) produite pendant l'impact est mesurée. D'ordinaire, le capteur étant situé entre la masse et la tête d'impacteur, la force d'impact réelle n'est pas celle mesurée par le capteur d'effort mais elle est modulée par la masse de la tête d'impacteur selon la formule suivante (Figure 12):

$$F_{réelle} = \frac{m_{impacteur}}{m_{impacteur} - m_{tête_impacteur}} F_{mesurée}$$

Certains pics d'effort sont filtrés afin de faciliter le dépouillement (par exemple une moyenne mobile sur 20 points).

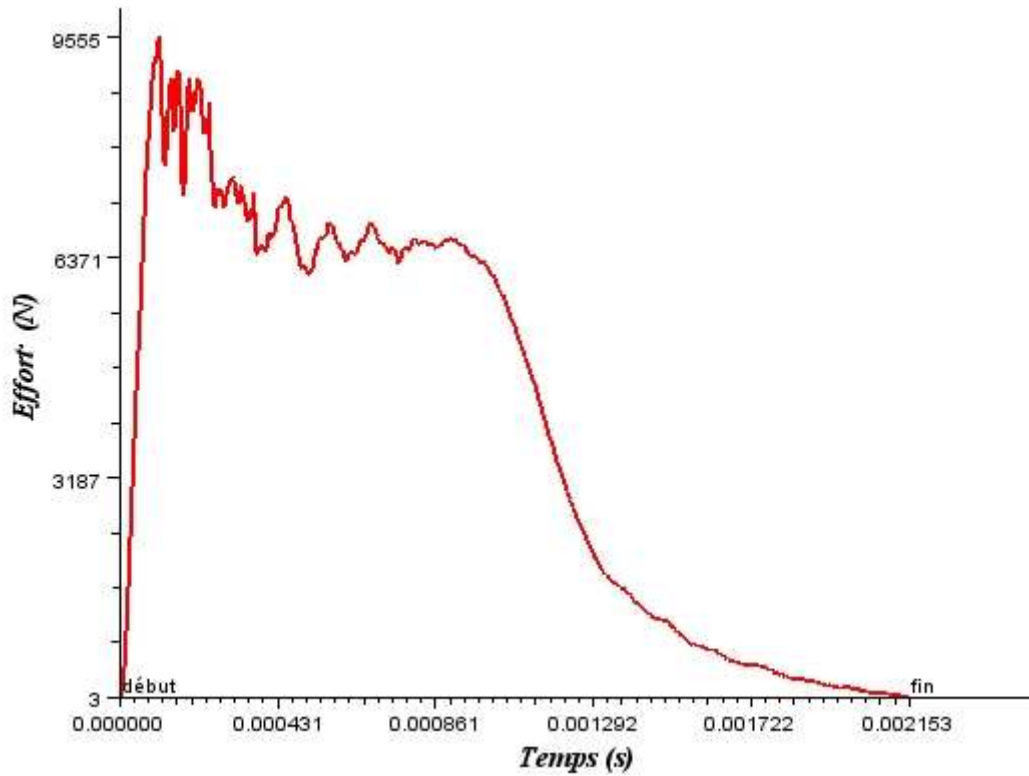


Figure 12 : Evolution typique de l'effort durant l'essai d'impact

Lors des essais d'impact, la courbe d'effort est classiquement obtenue à l'aide d'un capteur d'effort piézoélectrique monté sur l'impacteur et le déplacement par une double intégration de l'accélération, elle-même obtenue à partir de l'effort, avec comme condition initiale la vitesse d'impact mesurée juste avant le choc [75].

Nous devons ensuite régler la hauteur de chute afin d'atteindre l'énergie d'impact souhaitée. Nous vérifions pour cela la vitesse initiale « V_{init} » (juste avant l'impact) mesurée à l'aide de capteurs optiques par laser et situés 5 cm avant l'impact. L'impacteur comporte une plaque qui a pour fonction de couper deux faisceaux laser superposés. Le temps de coupure du premier faisceau est défini comme origine. Enfin, on mesure la distance entre les deux faisceaux « d » et on relève le temps de coupure du second faisceau pour obtenir le temps de parcours entre les cellules laser « Δt » :

$$V_{init} = \frac{d}{\Delta t}$$

L'énergie mesurée peut alors être contrôlée via la vitesse initiale et la masse de l'impacteur « $m_{impacteur}$ » :

$$E_{mesurée} = \frac{1}{2} \times m_{impacteur} \times V_{init}^2$$

Cette énergie est comparée à l'énergie potentielle théorique fonction de la hauteur de chute initiale de l'impacteur « h_{init} » :

$$E_{théorique} = m_{impacteur} \times g \times h_{init}$$

Etude bibliographique

Si un écart subsiste entre l'énergie théorique et l'énergie mesurée, il est nécessaire de corriger la hauteur de chute de l'impacteur.

Ensuite, grâce au principe fondamental de la dynamique on obtient l'accélération « $A(t)$ » à chaque instant de l'essai :

$$A(t) = \frac{F(t)}{m_{\text{impacteur}}} + g$$

Puis l'accélération est intégrée une fois pour obtenir la vitesse « $V(t)$ » à chaque instant de l'essai.

$$V(t) = V(0) + \int_0^t A(t).dt$$

Enfin cette vitesse est elle-même intégrée pour obtenir le déplacement « $\delta(t)$ » à chaque instant de l'essai (Figure 13).

$$\delta(t) = \delta(0) + \int_0^t V(t).dt$$

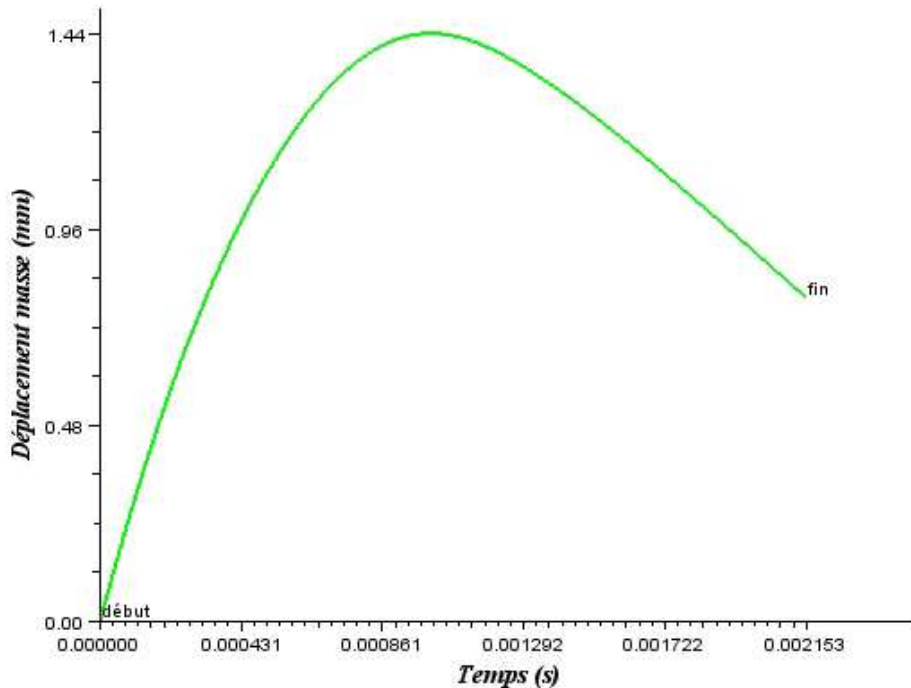


Figure 13 : Evolution typique du déplacement durant l'essai d'impact

Pour obtenir l'énergie, on calcule l'intégrale de la force :

$$E(t) = \int_0^t F(t).d\delta(t) = F(t) * [\delta(t) - \delta(t - \Delta t)] + E(t - \Delta t)$$

Etude bibliographique

On peut observer sur la courbe de l'énergie en fonction du temps l'énergie absorbée E_{abs} ainsi que l'énergie restituée E_{rest} par l'éprouvette lors d'un impact (Figure 14).

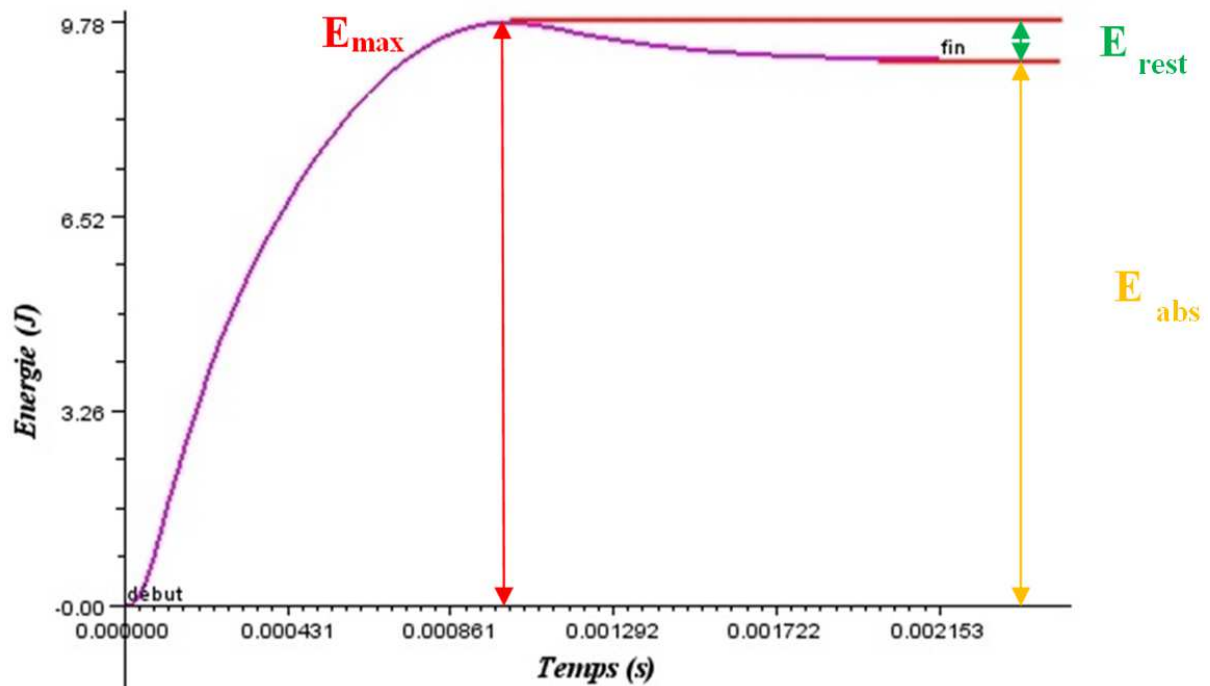


Figure 14 : Evolution de l'énergie durant l'essai d'impact

La courbe effort/déplacement permet de donner une première indication sur le comportement de l'éprouvette lors de l'essai d'impact (Figure 15).

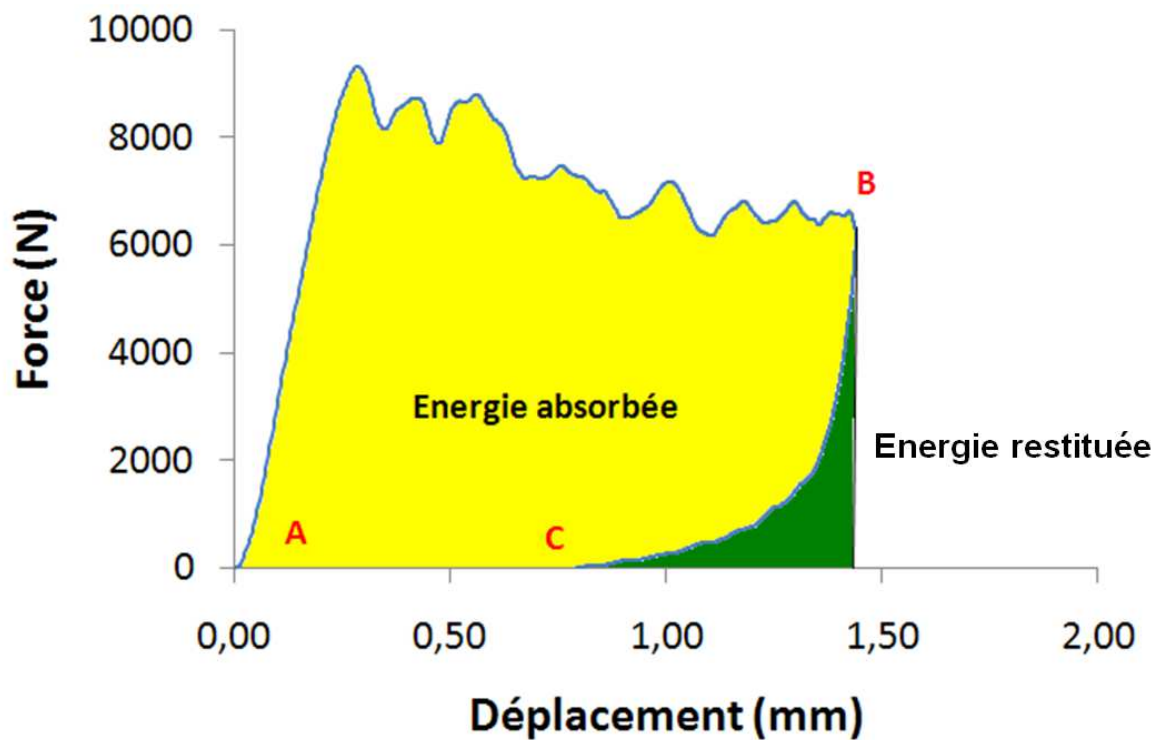


Figure 15 : Courbe effort / déplacement durant l'essai d'impact

Etude bibliographique

L'énergie cinétique d'impact représente l'aire sous la courbe de l'effort en phase ascendante (A-B). L'aire sous la courbe d'effort en phase descendante (B-C) représente l'énergie restituée. Cette énergie peut également être calculée avec t_{final} l'instant où l'impacteur cesse d'être en contact avec l'éprouvette :

$$E_{\text{cinétique}} = \frac{1}{2} \times m_{\text{impacteur}} \times V_{(t_{\text{final}})}^2$$

L'énergie absorbée est donc la différence entre ces deux énergies. En d'autres termes, il s'agit de l'aire de la courbe effort/déplacement. Cette énergie absorbée par l'éprouvette peut être aussi calculée par :

$$E_{\text{absorbée}} = \frac{1}{2} \times m_{\text{impacteur}} \times (V_{(0)}^2 - V_{(t_{\text{final}})}^2)$$

Il est à noter que la hauteur de rebond « h_{reb} » a été relevée après impact, à la fin de l'essai. L'énergie restituée peut alors être à nouveau estimée et vérifiée avec la formule de l'énergie potentielle :

$$E_{\text{restituée}} = m_{\text{impacteur}} \times g \times h_{\text{reb}}$$

2.2. Rappel de la chronologie de rupture des stratifiés

La rupture finale d'un composite est le résultat de l'accumulation de divers mécanismes élémentaires (Figure 16) :

- la rupture des fibres
- la rupture transverse de la matrice
- la rupture longitudinale de la matrice
- la rupture de l'interface fibre-matrice

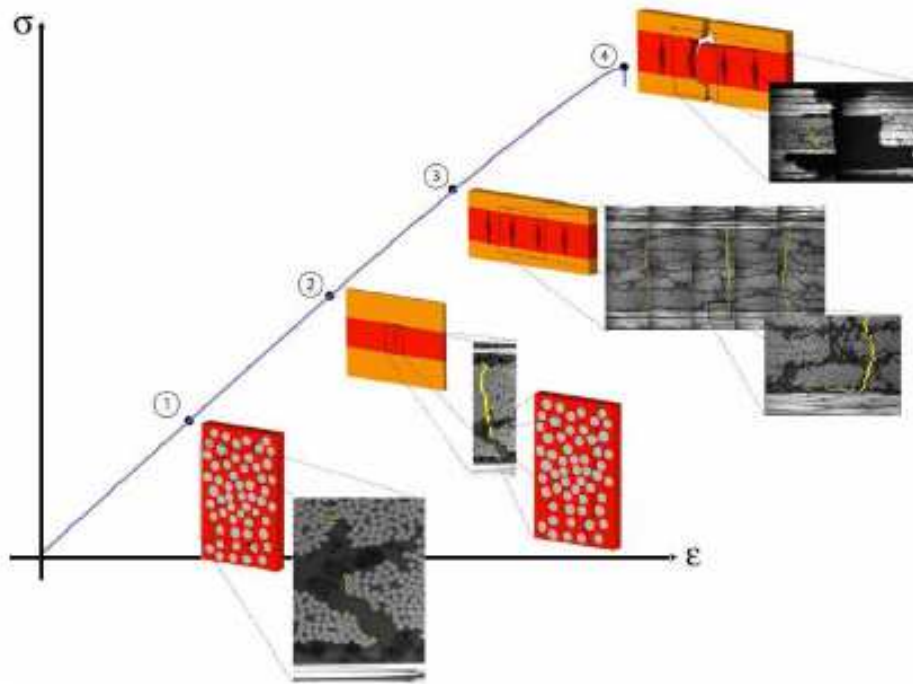


Figure 16 : Scénario d'endommagement au cours du chargement d'un composite stratifié [38]

Généralement, un mécanisme n'est pas isolé, mais divers mécanismes coexistent. Ces mécanismes se développent suivant la nature des matériaux et les sollicitations mécaniques imposées.

Chronologiquement, dans le cas d'une sollicitation de traction, on observe dans un premier temps une dégradation de la matrice (Figure 16.1 et Figure 16.2). Cette dégradation provoque habituellement le délaminage des interfaces entre les plis (Figure 16.3). Enfin la rupture des fibres entraîne la ruine finale du stratifié (Figure 16.4).

Etude bibliographique

Dans le cas d'un stratifié composite unidirectionnel, la rupture finale dans une fibre intervient lorsque la contrainte (ou la déformation) de traction dans une fibre atteint la contrainte (ou la déformation) ultime de la fibre. La rupture de la fibre crée une concentration de contrainte au voisinage de la rupture. La redistribution des contraintes, et par conséquent le processus de rupture résultant, dépend principalement :

- de la contrainte (ou déformation) à rupture des fibres
- de la capacité de la matrice à absorber l'énergie libérée
- des propriétés de l'interface fibres/matrice

Le cas d'une sollicitation de compression présente un intérêt particulier pour notre étude. En effet il est admis que pour les matériaux composites à fibres longues et principalement pour les fibres en carbone, sous une sollicitation de compression pure longitudinale, la rupture est la conséquence de l'apparition d'un micro-flambage plastique des fibres (Figure 17). Ainsi, c'est le défaut initial d'ondulation des fibres qui est le déclencheur majeur et les fibres qui sont initialement ondulées fléchissent sous l'effet d'un chargement de compression. La matrice s'oppose à ce déplacement puis entre dans son domaine anélastique, mais lorsque sa rigidité n'est plus assez importante une bande de pliage apparaît subitement entraînant la rupture.

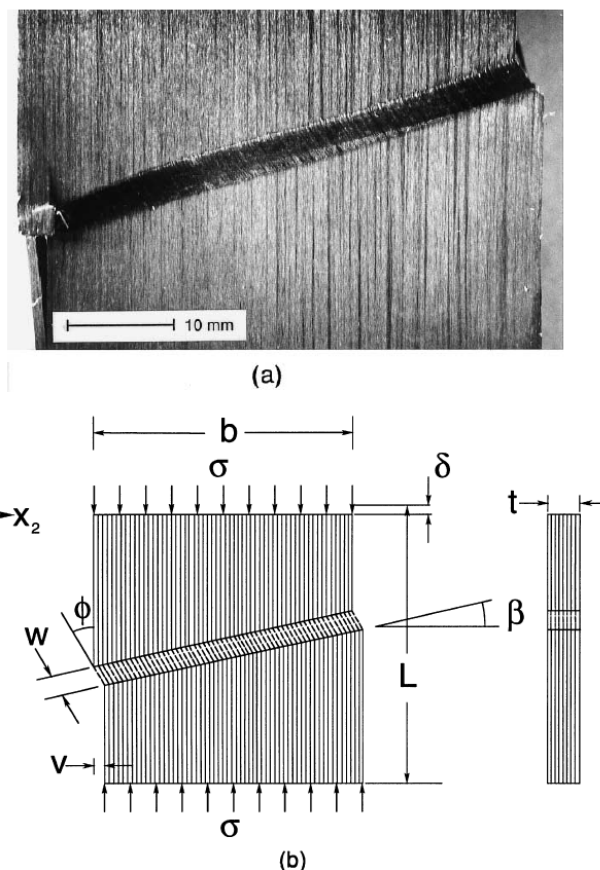


Figure 17 : Une Kink-Band dans une plaque composite : a) photographie et b) schéma avec paramètres géométriques [80]

Dans le cas d'un impact sur chant, le stratifié sera soumis à ce type de sollicitation et des kink-bands pourront être observées et étudiées lors de la définition du scénario d'endommagement d'impact sur chant.

2.3. Mécanisme d'endommagement d'un impact basse vitesse et basse énergie

On se limitera dans ce paragraphe à l'étude de l'endommagement d'une plaque stratifiée composite unidirectionnelle soumise à un impact basse vitesse / basse énergie. Les dommages d'impact des structures composites restent souvent invisibles et il est primordial d'étudier les dommages internes dans le cadre de la certification aéronautique.

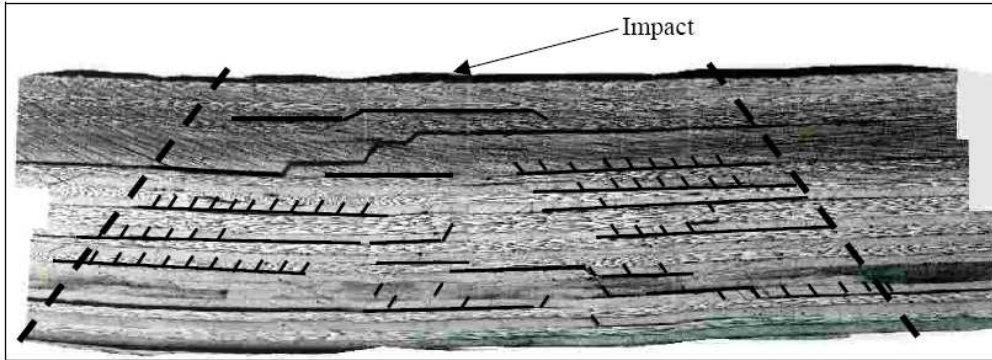


Figure 18 : Cône caractéristique du dommage d'impact [59]

Un impact basse vitesse / basse énergie sur un stratifié composite unidirectionnel provoque différents dommages se présentant sous la forme caractéristique d'un cône (Figure 18) et classés habituellement en trois catégories (Figure 19) :

- la fissuration matricielle
- les ruptures de fibres
- les délaminages

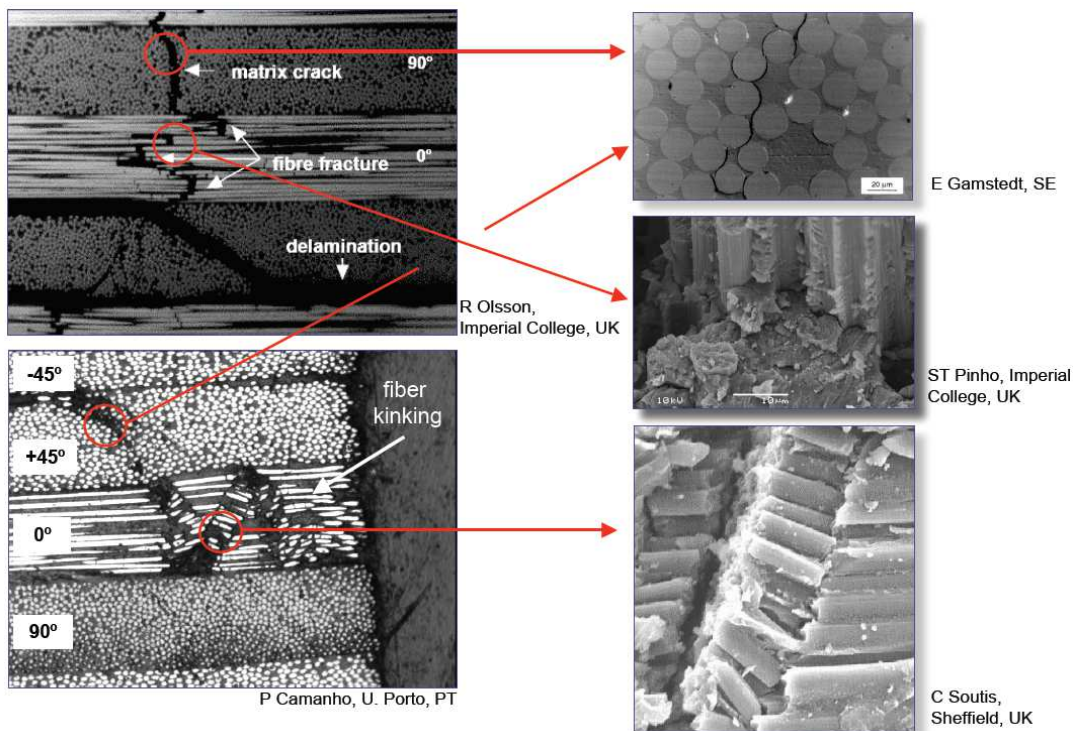


Figure 19 : Visualisation des dommages internes à l'impact

Le premier dommage à se déclencher est en général la fissuration matricielle qui est elle-même classiquement séparée en 2 types [22,60]:

- Les fissurations verticales, c'est-à-dire celles normales à la direction transverse, principalement dues aux contraintes transverses σ_{tt} de traction qui se développent dans la partie inférieure de la plaque lors de la flexion (Figure 20.b)
- Les fissurations à 45° de la direction transverse, principalement dues aux contraintes de cisaillement hors plan τ_{tz} qui se développent dans la partie centrale de la plaque (Figure 20.a)

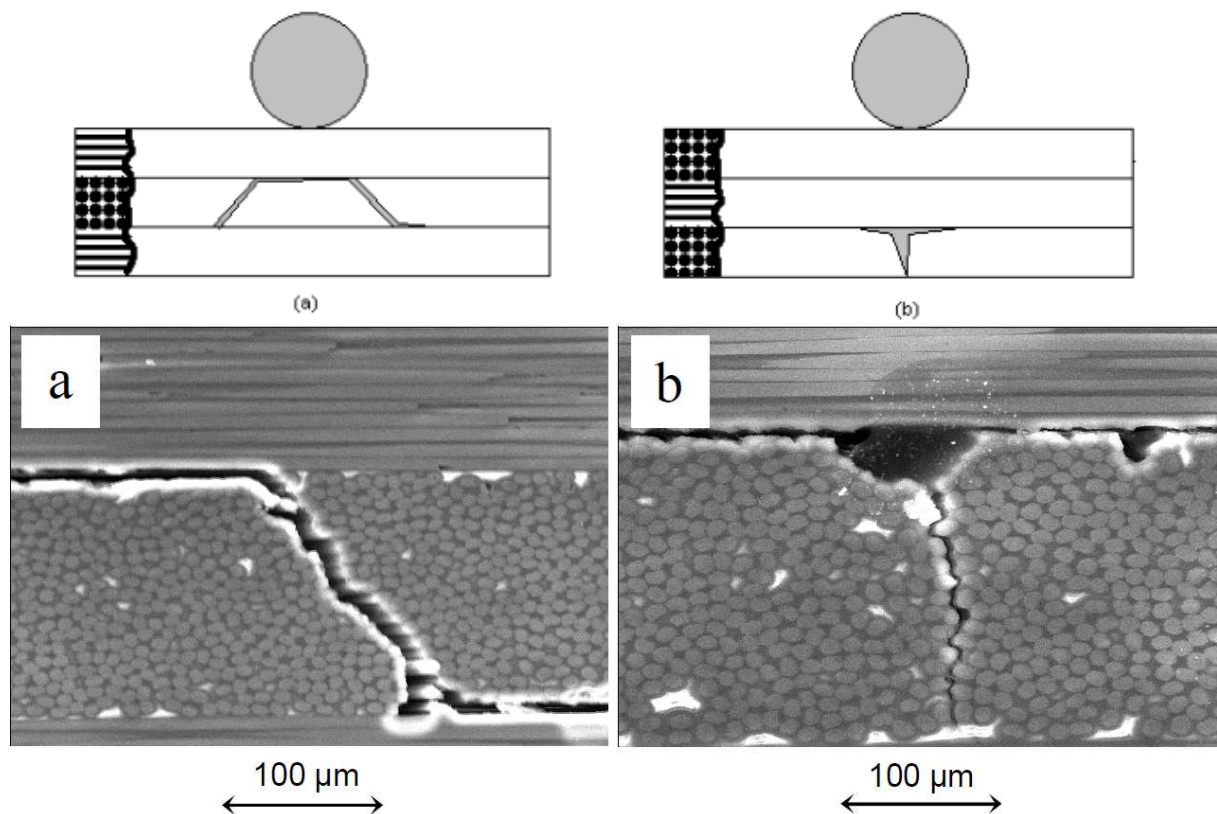


Figure 20 : Fissuration matricielle de cisaillement (a) et de traction (b) [3].

Ces différentes fissures vont ensuite provoquer des initiations de délaminages au niveau des interfaces supérieure et inférieure du pli concerné. Ces délaminages peuvent être induits par le cisaillement et/ou par la flexion. Ils peuvent ensuite se développer au cours de l'impact. Il existe donc un couplage évident entre la fissuration matricielle et le délaminage, même si dans la pratique il est délicat de définir lequel des deux phénomènes est le précurseur de l'autre. Il semble en effet assez clair qu'au début de l'endommagement, la fissuration matricielle a un rôle précurseur sur le délaminage, mais ceci est moins clair par la suite, lorsque le délaminage présente une taille suffisante.

Le délaminage est considéré comme le principal dissipateur d'énergie durant l'impact [9,16]. Au cours du chargement, des fissures transverses se développent dans chaque pli, centrées sur la zone d'impact et se propagent dans la direction des fibres. Dans chaque pli, une bande se désolidarise et gagne un degré de liberté dans la direction normale au plan de la plaque

Etude bibliographique

(Figure 22). La largeur de chaque bande s'apparente au diamètre de la zone de contact de l'impacteur. Vue d'une interface, les déplacements normaux de ces bandes définissent :

- une zone de traction interfaciale, au-dessus de la bande désolidarisée du pli inférieur ;
- une zone de compression interfaciale, au-dessous de la bande désolidarisée du pli supérieur.

Les délaminages progressent au sein de la zone de traction, dans les limites de la zone de compression, décrivant à chaque interface une paire de triangles jumeaux (Figure 21).

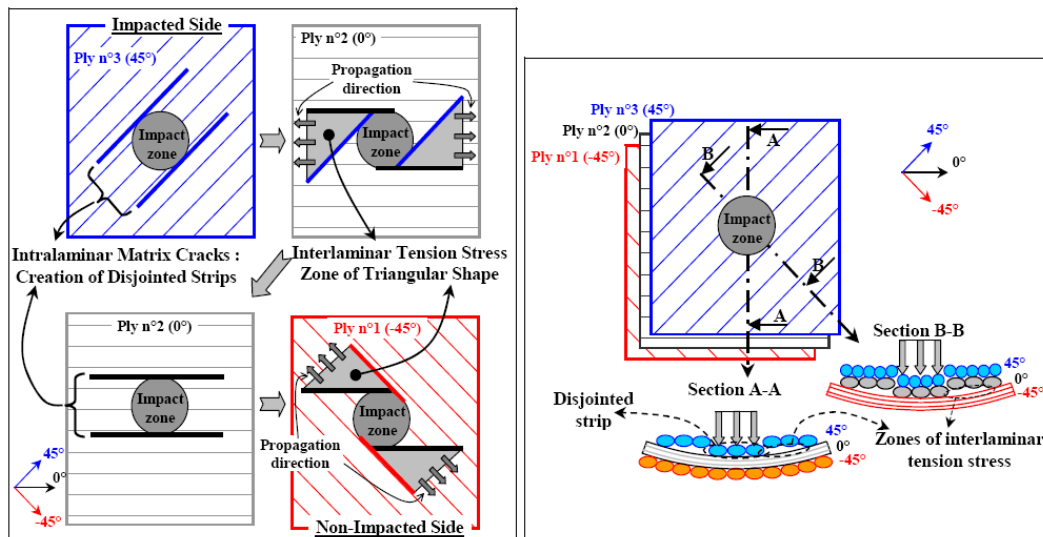


Figure 21 : Mécanisme de formation des délaminages proposé par Renault [13,64]

Enfin, après les fissurations matricielles et les délaminages apparaît la rupture des fibres. Son apparition est liée au nombre de plis, à la structure, au drapage, au type de matériau, mais aussi au type d'impacteur et au niveau d'énergie d'impact [59]. Elles sont principalement localisées sous l'impacteur (en traction notamment) et dans les régions où les fissurations matricielles et les délaminages sont observés (Figure 22).

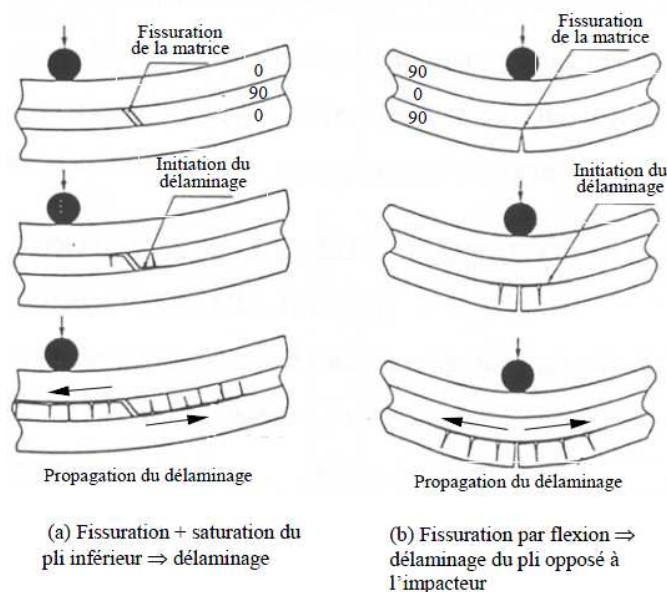


Figure 22 : Mécanismes de fissurations [20]

2.4. Forme du projectile

La forme du projectile pendant un impact est un élément important à prendre en considération dans l'étude des mécanismes d'endommagement. En particulier, sa forme [30,31,35,42,51] et son diamètre jouent un rôle important sur l'énergie absorbée et les performances à l'impact (Figure 23).

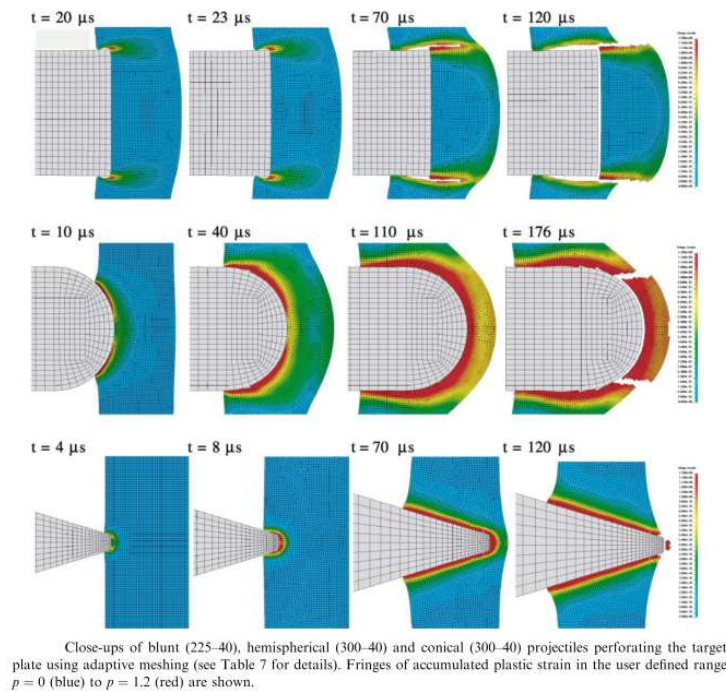


Figure 23 : Rôle de la forme et du diamètre sur les performances à l'impact [35]

Les différents travaux réalisés sur matériaux métalliques cités ci-dessus arrivent aux conclusions suivantes : Les projectiles plats sont les plus critiques car ils provoquent la formation de bandes de cisaillement sous le projectile, qui initient la rupture. Les projectiles coniques arrondis sont légèrement moins critiques et engendrent la formation d'une zone d'étirement puis une ouverture sous forme de pétales.

L'influence de la forme de l'impacteur sur l'endommagement d'un composite a également été étudiée sur structure composite [77]. Ces études ont par ailleurs étalonné les essais avec des outils (tournevis et marteaux) afin d'identifier et de reproduire des embouts représentatifs [77]. De même que les essais sur structure métallique, une arrête saillante entraîne une perforation du composite à énergie plus faible que celle créée par un impact avec un objet arrondi. Plus le diamètre de l'impacteur est grand, plus la taille du dommage est importante et moins l'empreinte de l'impact est profonde [77]. Les projectiles hémisphériques sont donc les plus favorables [47]. Néanmoins la certification aéronautique actuelle est basée sur un projectile hémisphérique de diamètre 16 mm. C'est pourquoi cette étude se limitera à ce type d'impacteur. Des études postérieures pourront apporter des éléments de comparaison.

2.5. Choix de l'échelle de modélisation

L'industrie aéronautique s'oriente aujourd'hui vers une approche dite de « Virtual Testing ». Cette approche consiste à diminuer le nombre d'essais structuraux en mettant l'effort sur la simulation des essais des grandes structures tout en conservant une base d'essais solide à l'échelle plus réduite du coupon, i.e. à l'échelle où les mécanismes de dégradations sont facilement observables et identifiables.

Concernant la modélisation d'une structure composite, à cause de ces différents constituants (un renfort fibreux et une matrice), le mécanisme d'endommagement n'est pas uniforme dans le stratifié. C'est pourquoi, il est nécessaire de définir une échelle à laquelle la structure peut être décrite suffisamment précisément sans toutefois rentrer excessivement dans les détails. Trois échelles principales sont retenues : l'échelle Macroscopique, l'échelle Mésoscopique et l'échelle Microscopique. Ce paragraphe a pour but de présenter ces trois échelles en fonction du but de leur simulation.

2.5.1. L'approche macroscopique

L'échelle macroscopique est l'échelle de la structure composite (quelques centimètres environ) et du stratifié. Cette échelle est particulièrement utile afin de prédire la rupture de la structure globale sollicitée (Figure 24). Elle permet de bien cibler les zones critiques et ce, de manière très rapide [12].

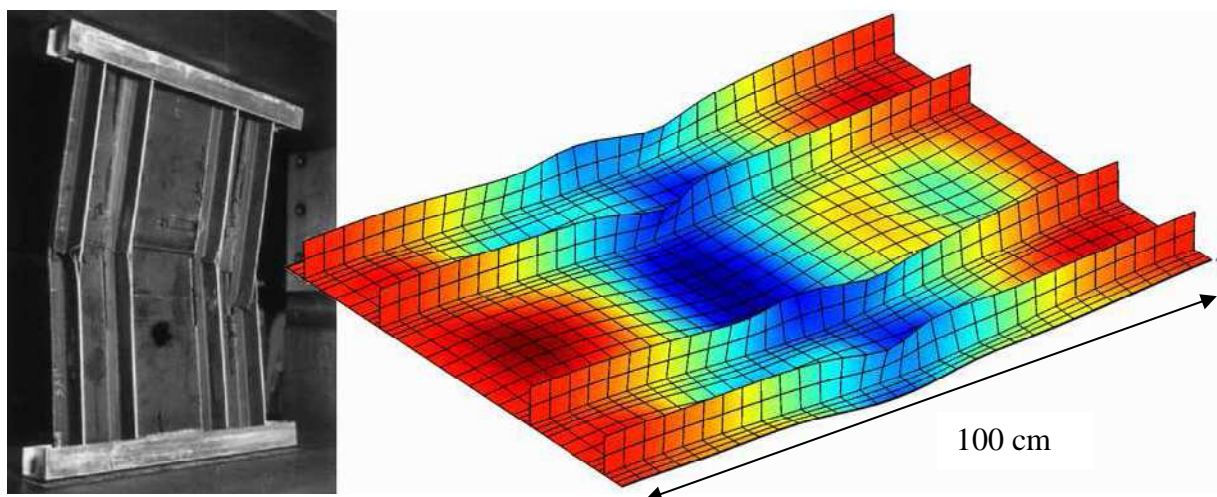


Figure 24 : Echelle macroscopique-cas du post flambement d'un panneau raidi [43]

En effet, les propriétés du matériau sont modélisées classiquement par la théorie des stratifiés et des critères de rupture associés relativement simples (contrainte maximum, déformation maximum, Tsai-Wu, Tsai-Hill...). Toutefois, même si des critères plus complexes comme celui d'Hashin peuvent faire la distinction entre une rupture due à la fibre ou due à la matrice (en traction ou en compression), ils ne permettent pas de représenter les modes de rupture tel que le délaminage (paragraphe 2.2) ni leur propagation précisément.

Les modèles macroscopiques proposés ne permettent donc pas une description des scénarii de dégradation mis en jeu. L'introduction d'une échelle plus fine semble incontournable.

2.5.2. L'approche mésoscopique

L'approche mésoscopique se situe à l'échelle du pli (0.1 à 0.5 mm environ), à mi-chemin entre l'échelle macroscopique et microscopique. Tout en permettant un coût de calcul raisonnable, le choix de l'échelle mésoscopique ou micro/mésoscopique (i.e. de chaque pli et interface comme entité-Figure 25) est un choix pertinent pour le calcul de structures industrielles, de façon à obtenir des modèles prédictifs basés sur la physique locale et la phénoménologie des dégradations (Figure 25). Cette approche permet de représenter les principaux mécanismes d'endommagement : la fissuration matricielle, le délaminage et la rupture de fibre [5].

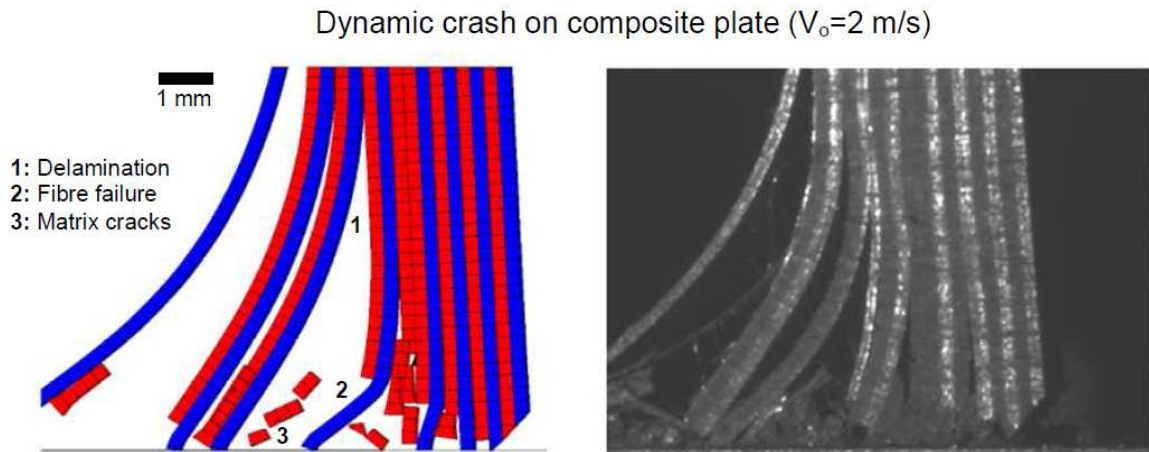


Figure 25 : Echelle macroscopique-cas de l'écrasement-Modèle d'endommagement continu [45]

L'endommagement est considéré uniforme dans l'épaisseur de chaque méso-constituant. C'est pourquoi les caractéristiques mécaniques du pli sont nécessaires lors de la simulation plutôt que celles du stratifié.

2.5.3. L'approche microscopique

L'approche microscopique représente l'échelle des fibres (environ 10 μm). Elle permet d'étudier les mécanismes de rupture au niveau des fibres (figure 26) [45] dans le cadre de modèle qualitatif de compréhension des phénomènes d'endommagement tel que : la décohésion fibre-matrice [17] ou le frottement des fibres [62].

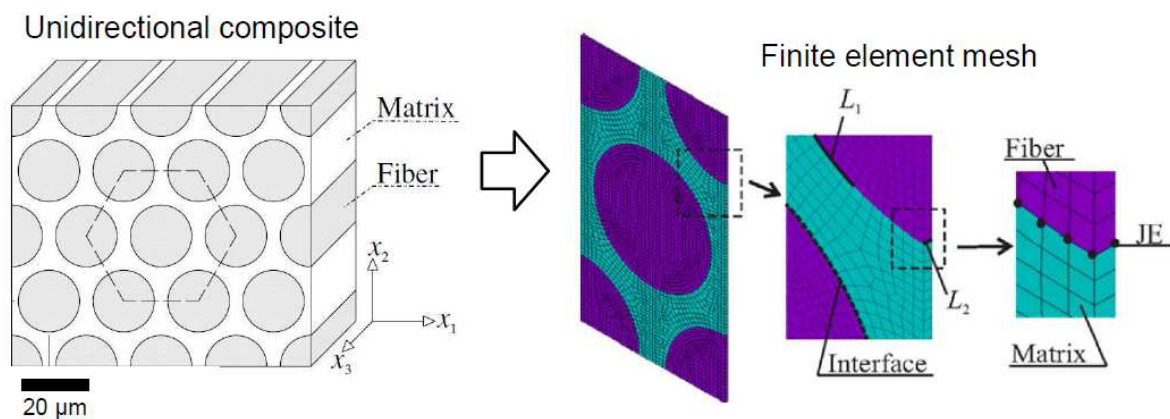


Figure 26 : Echelle microscopique-cas de l'étude d'une fibre [17]

Etude bibliographique

L'intérêt de ces approches microscopiques (Figure 26) est de bien représenter des modes de dégradations discrets à l'échelle physique des constituants. Néanmoins, le réel frein de ces approches reste le temps de calcul très important qui limite leur utilisation.

2.5.4. Conclusion sur l'échelle de modélisation

Dans le cas d'un impact, présentant des dommages internes complexes, le choix d'une approche mésoscopique semble judicieux (Figure 27).

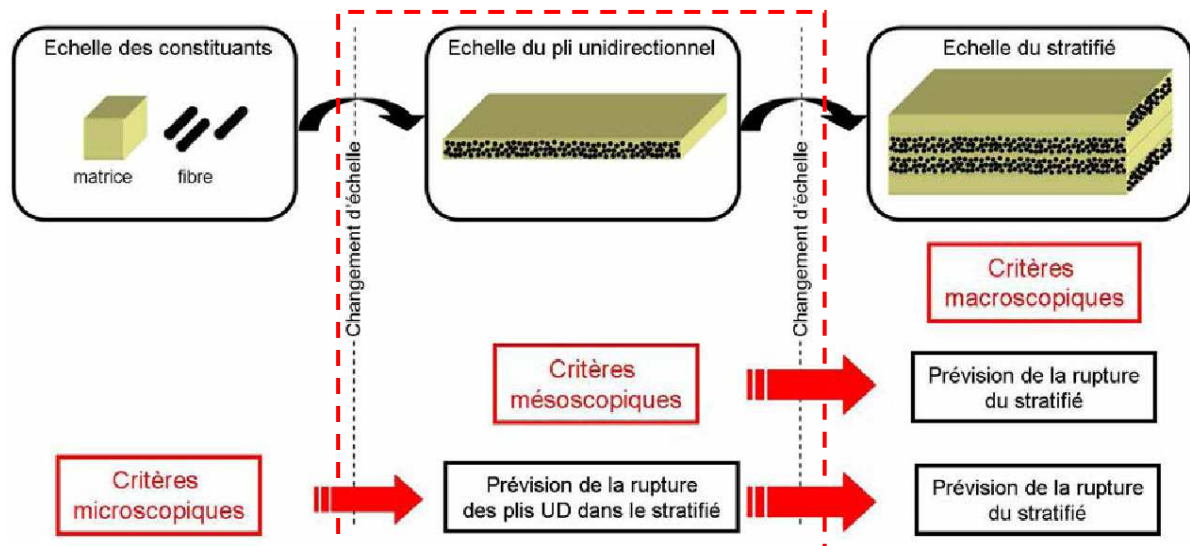


Figure 27 : Les différentes échelles de la rupture du matériau stratifié [52]

Un impact a par exemple été modélisé par des plis homogènes dans l'épaisseur et des interfaces interlaminaires par Allix et al. [5], confirmant la pertinence du choix d'un modèle mésoscopique. Cependant les comportements du matériau restent difficiles à identifier.

De plus, l'échelle de modélisation du dommage, l'architecture du modèle d'endommagement et la construction du maillage qui sont directement liés à la loi de comportement du matériau doivent être définis. Ce sujet sera discuté dans le paragraphe suivant.

2.6. Architecture du modèle d'endommagement

Après le choix de l'échelle de modélisation défini dans le paragraphe précédent, l'étape suivante consiste à sélectionner l'architecture du modèle d'endommagement. En effet, de façon générale un maillage correctement défini associé à une loi de comportement appropriée est l'une des clés pour le succès d'une modélisation numérique. Et ceci est d'autant plus vrai dans le cas de la simulation d'un impact sur une structure composite présentant différents types de dommages complexes.

La littérature fournit principalement deux approches de modélisation : la modélisation de dommage continu (qui remplace la discontinuité de déplacement par une dégradation de la rigidité locale) et la modélisation de dommage discrète (qui introduit directement les sauts de déplacement cinématique) [41]. Trois niveaux de modélisation de l'endommagement des composites peuvent être représentés comme nous pouvons le voir sur la Figure 28.

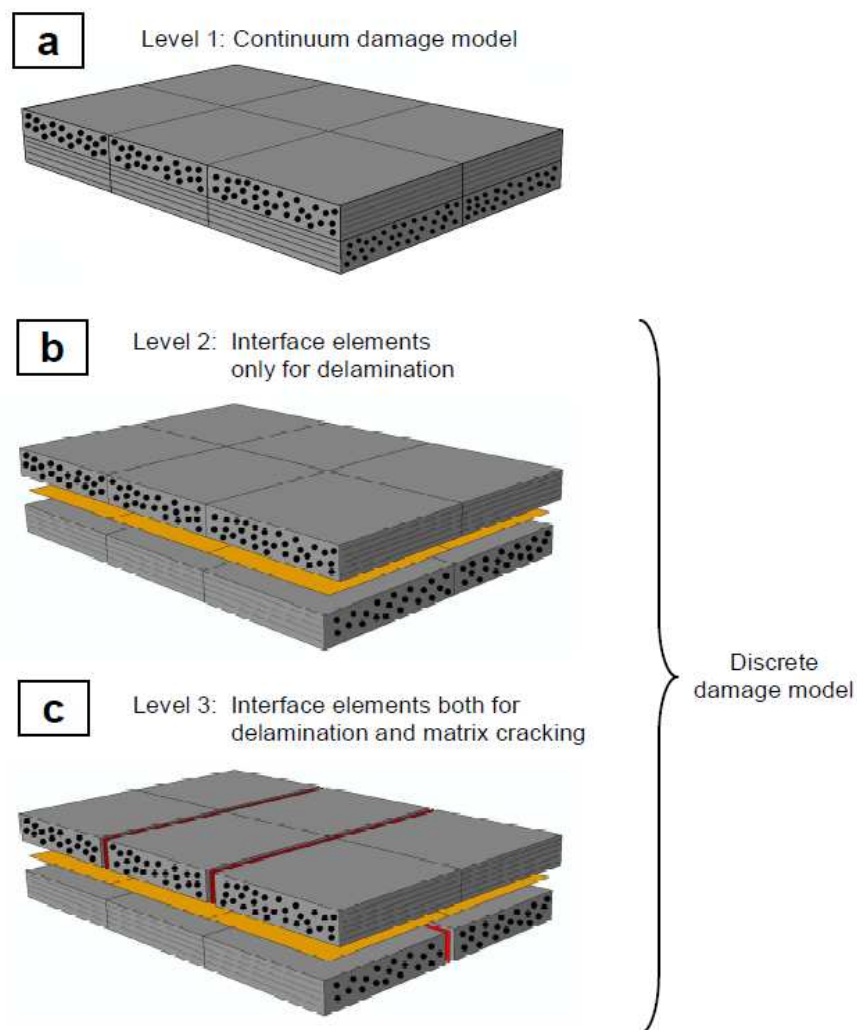


Figure 28 : Architecture des endommagements des composites : (a) Niveau 1 – modèle continu (b) Niveau 2- éléments d'interface pour simuler le délaminage (c) Niveau 3- éléments d'interface simulant à la fois le délaminage et la fissuration matricielle [33]

Le premier niveau représente une modélisation continue de l'endommagement (Figure 28.a). Le but de cette approche est de fournir une description mathématique de la dépendance de l'endommagement avec les propriétés mécaniques. Elle inclue généralement à la fois l'initiation et la propagation du dommage [62]. Une variable d'endommagement scalaire est généralement employée pour décrire l'endommagement. Plusieurs variables d'endommagement sont envisagées dans le cas des composites pour représenter les différents mécanismes d'endommagement séparément. Par exemple, Maimi *et al.* [55] ont proposé une loi de comportement pour prédire l'initiation et la propagation de la fissuration intralaminare basée sur quatre types de rupture, *i.e* la rupture de fibre en traction, le pliage de la fibre (kinking), la rupture transverse orientée à 0° et la rupture transverse orientée à 53° . Le point clé dans le modèle de niveau 1 est de simuler à la fois la rupture intralaminare et le délaminage dans des éléments continus. Par exemple, Hou *et al.* [37] ne définissent aucune interface entre les plis pour le délaminage, et par conséquent, les critères sont appliqués à des éléments de volume. Ce procédé n'a pas pu fournir précisément la séparation des plis pour le délaminage, c'est pourquoi ils définirent le délaminage en capturant la dégradation de la contrainte hors plan. Une bonne corrélation expérience / modèle a été obtenue pour le délaminage. Néanmoins, un exemple de rupture de stratifié $[45 / -45]_s$ démontre (Figure 29) qu'un stratifié peut s'endommager seulement par fissuration matricielle et/ou délaminage et sans rupture de fibre [82]. La modélisation continue seule, ne semble donc pas adéquate et les approches discrètes, qui connaissent des progrès significatifs, semblent nécessaires.

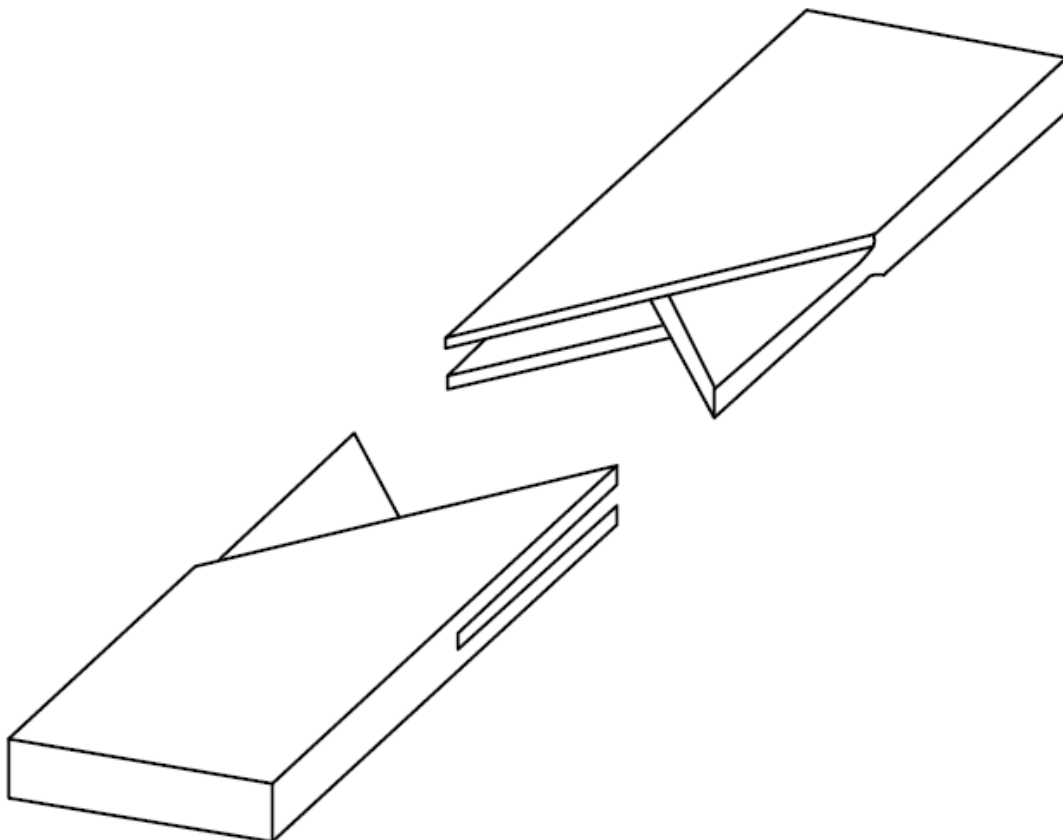


Figure 29 : Schéma de la rupture d'un stratifié $[45 / -45]_s$ sans rupture de fibre [82]

Le second niveau consiste à modéliser les endommagements intralaminaires de manière continue et des éléments d'interface sont utilisés pour simuler les endommagements interlaminaires (Figure 28.b). C'est la modélisation de la rupture interlaminaire (délaminage) qui est considérée comme discrète. Aujourd'hui d'intenses travaux sont réalisés sur l'utilisation d'éléments d'interface discrets (aussi appelés zone cohésive). Cette approche est largement utilisée pour simuler les délaminages depuis une vingtaine d'années [82]. La rupture discrète est souvent associée à des discontinuités matériau ou géométriques de zones riches en matrice. Dans la pratique, les éléments d'interface peuvent être d'épaisseur nulle ou avoir une épaisseur finie. La mécanique de la rupture est recommandée pour la propagation du dommage. Ainsi la mécanique d'endommagement continu simule l'endommagement intralaminaire et les éléments d'interface simulent le délaminage [28,63].

De plus, pour quelques modèles présentés dans la littérature, les éléments d'interface sont utilisés pour représenter la fissuration matricielle (Figure 28.c). Ces modèles discrets de niveau trois, modélisent les délaminages et les fissurations matricielles par des éléments d'interface (Figure 28.c). Ils sont réalistes pour des stratifiés présentant une rupture matricielle dominante. De plus, les modèles discrets de fissuration matricielle autorisent la propagation des délaminages dans l'épaisseur. Ainsi, des délaminages provenant de différentes interfaces peuvent se connecter grâce aux fissurations matricielles transverses.

C'est le niveau de modélisation trois qui a été choisi lors de cette thèse. En effet il permet de distinguer la rupture de fibre, de la rupture matricielle et du délaminage. Dans la littérature, assez peu de recherches ont été effectuées sur ce niveau de modélisation en comparaison de celles effectuées sur les niveaux 1 et 2. Lammerant et Verpoest [50] utilisent des éléments d'interface pour étudier l'interaction entre la fissuration matricielle et le délaminage. Les éléments d'interface sont appliqués à la fois pour la fissuration matricielle et pour le délaminage mais l'initiation de l'endommagement est prédéfinie. Ils simulent la propagation en utilisant un critère énergétique et concluent que la fissuration matricielle est le premier dommage dans le stratifié. Halett *et al.* [32] génèrent également un champ de fissuration matricielle en utilisant des éléments d'interface car ils ont observé qu'elle apparaît avant le délaminage. Une bonne corrélation essai-modèle en terme de forme d'endommagement a été obtenue, et ils ont mis en lumière l'importance des interactions entre le délaminage et la fissuration matricielle. Iarve *et al.* [40,41] ont réalisé des modélisations similaires à leur modèle de référence [69] basées sur les éléments finis étendus régularisés (X-FEM). Ils ont simulé avec succès un modèle de fissuration indépendant du maillage et sans connaissance préalable du champ de fissuration matricielle ou du nombre de fissures. La fissuration matricielle est insérée lorsque qu'un seuil de contrainte est atteint. Un champ de fissuration et une réponse contrainte-déplacement similaire à leurs travaux précédents [69] ont été obtenus. Cependant, la rupture des fibres qui est l'un des endommagements principaux des composites n'a pas été pris en compte.

On peut noter un autre travail intéressant réalisé par Aoki *et al.* [8]. Deux modèles par éléments finis sont comparés dans le but d'examiner l'effet des fissurations matricielles sur la propagation des délaminages. Un modèle présente des éléments d'interface seulement pour le délaminage alors que le second modèle possède des éléments d'interface pour le délaminage et la fissuration matricielle pour chaque pli. La position des fissurations matricielles est prédéfinie et basée sur des observations microscopiques. Les résultats montrent l'importance des fissurations matricielles sur la propagation du délaminage. S'il existe des fissures matricielles transverses, le délaminage peut se propager sous sollicitation de flexion : ceci permet alors d'obtenir des dommages réalistes.

Etude bibliographique

Bouvet *et al.* [14] proposent également des éléments d'interface afin de simuler la fissuration matricielle et le délaminage. A la connaissance de l'auteur, il s'agit de l'unique modèle de la littérature qui fournit des éléments d'interface pour la fissuration matricielle répartis dans tout le stratifié sans prédéfinir la position des fissures et des délaminages. De très bonnes corrélations sont obtenues pour des impacts basses vitesses. Ce concept de rupture discrète de pli est également développé et appliqué à d'autres applications tels que l'impact sur peau, les problématiques de pull-through ou bien encore l'écrasement [4,33,44].

Par conséquent, le travail de Bouvet et de ses collègues sera développé lors de cette thèse. Les principes de ce modèle seront présentés dans le paragraphe suivant, et des détails particuliers ainsi que les principaux résultats seront présentés dans les chapitres 2, 3 et 4.

2.7. Etude du modèle existant au laboratoire

Ce chapitre concerne la modélisation du dommage d'impact et de l'indentation permanente après impact sur une plaque stratifiée composite. Cette modélisation est basée sur la méthode de « Discrete Ply Model » (DPM) développée au sein du laboratoire de l'ICA [13].

La solution adoptée a été de se placer à une échelle intermédiaire entre un modèle micro du pli, permettant de rendre compte de façon très fine des différents endommagements, et un modèle méso du pli qui oblige à ajouter des relations de couplage entre les dommages intra et inter-plis afin de rendre compte de ces interactions. Le pli est alors modélisé à partir de bandes de fibres et de résine pouvant se dissocier les unes des autres afin de rendre compte de fissurations transverses traversant le pli. Ce modèle permet alors une interaction automatique entre la fissuration matricielle et les délaminages, simplement par construction, et permet de rendre compte de la part de l'indentation permanente due aux blocages des débris d'impact dans les fissures transverses traversant les plis. Cette échelle de modélisation a été spécialement développée et adaptée pour un pli de stratifié unidirectionnel mais une démarche similaire pourrait être menée sur un pli de stratifié tissé. Une bonne corrélation est alors trouvée avec les résultats expérimentaux et montre l'intérêt de ce type de modélisation intermédiaire entre micro et méso-modèle [14,45].

Nous allons donc présenter en détails les différents constituants du modèle.

2.7.1. Construction du maillage

Il y a trois types d'éléments dans ce modèle (Figure 30). Tout d'abord, les plis sont maillés par des éléments volumiques (par paquet de même orientation). Ensuite, les délaminages sont représentés par des éléments d'interface qui sont réalisés à l'aide d'éléments cohésifs d'épaisseur nulle normaux à la direction hors plan z . Et enfin, la fissuration matricielle est représentée par des éléments de fissuration qui sont également réalisés à l'aide d'éléments cohésifs d'épaisseur nulle normaux à la direction transverse t . C'est pourquoi une construction spécifique du maillage a été développée sous Fortran afin de générer les différents éléments. A chaque point géométrique correspond donc 4 nœuds afin d'isoler la fissuration matricielle (intra-plis) du délaminage (inter-plis).

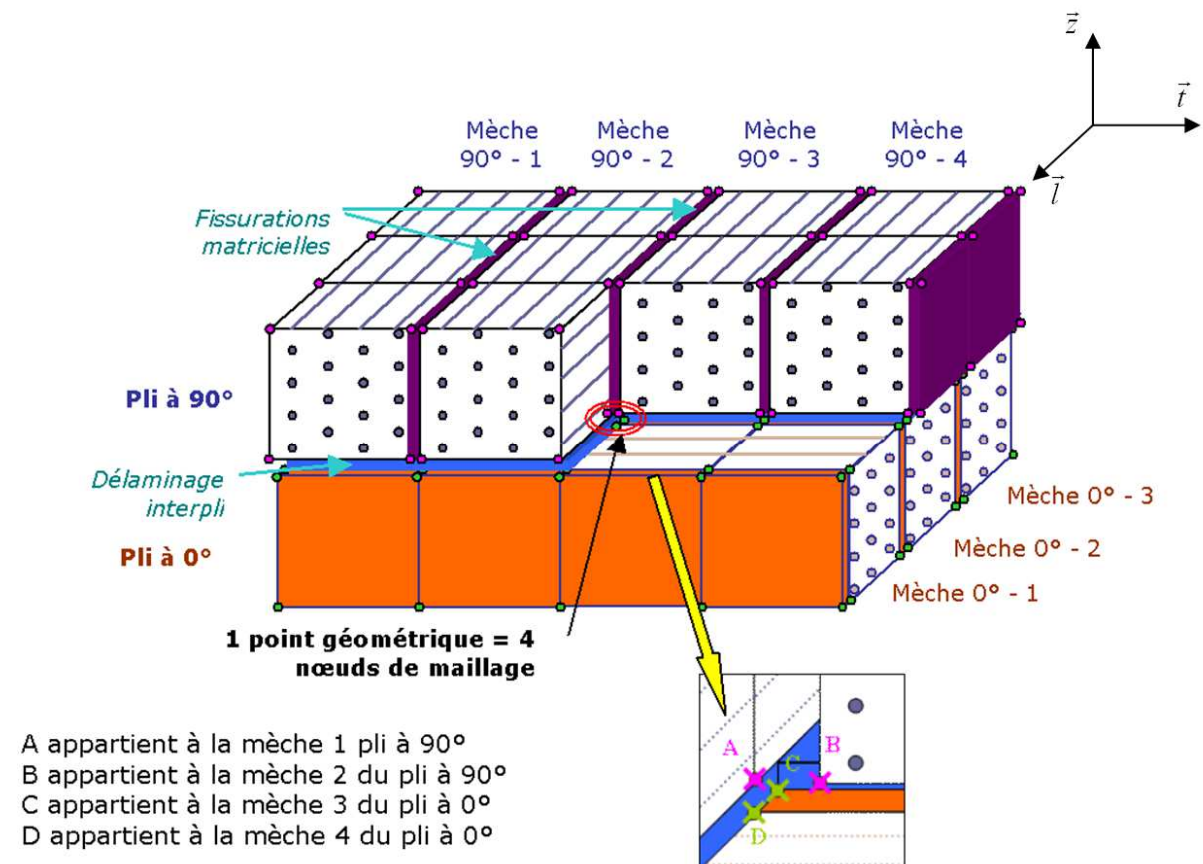


Figure 30 : Principe du maillage [33]

Chaque pli est représenté séparément, avec un élément dans l'épaisseur. La position des nœuds restitue l'orientation des plis à 0° , 90° et $\pm 45^\circ$. Les nœuds des plis orientés à 0° et 90° sont positionnés dans un format rectangulaire alors que ceux des plis à $\pm 45^\circ$ sont positionnés selon un schéma de parallélogramme (Figure 31).

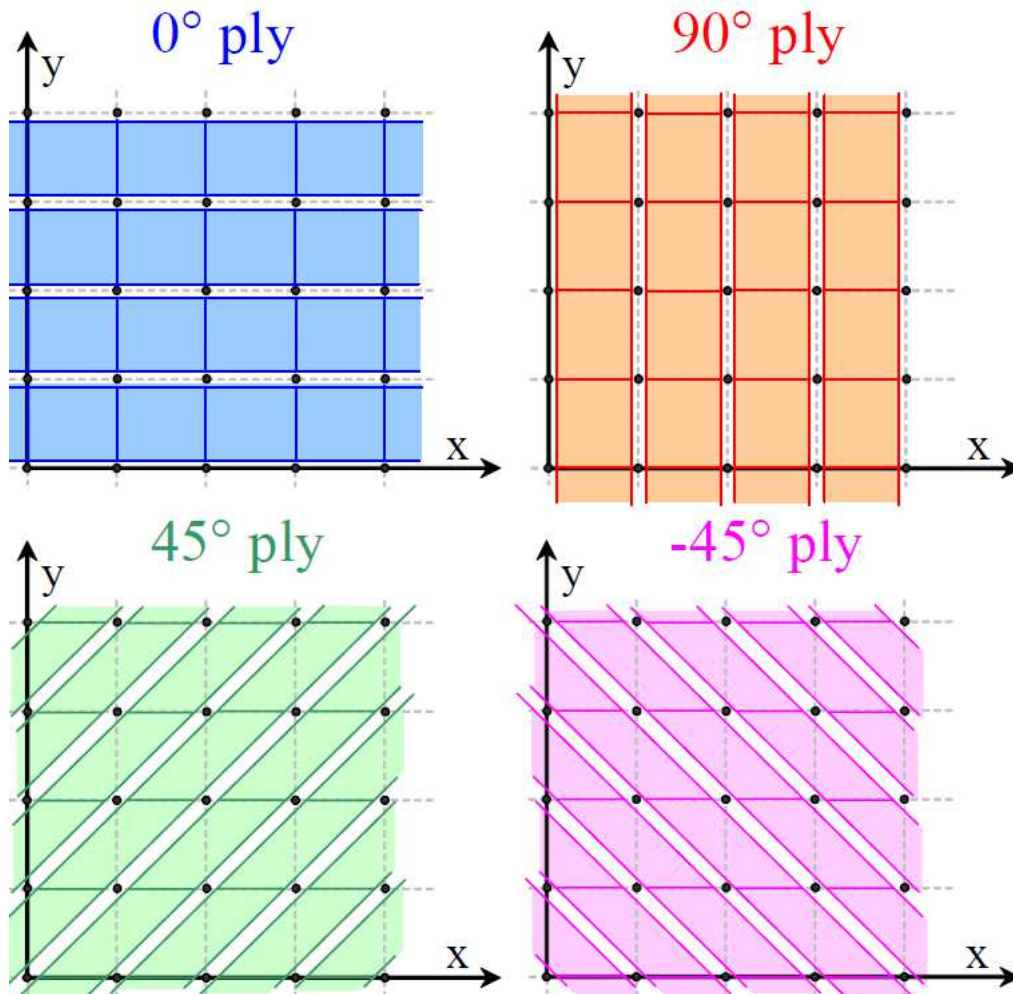


Figure 31 : Maillage des quatre types de plis à 0° , 90° et $\pm 45^\circ$ [33]

La méthode de résolution explicite a été choisie au vu du caractère dynamique de la sollicitation, mais également afin de faciliter la convergence du modèle malgré un comportement fortement non linéaire et de potentielles instabilités numériques du fait de l'endommagement. Cette méthode permet en outre une meilleure parallélisation du calcul sur la plateforme Calmip (Calcul en Midi-Pyrénées) utilisée.

Etude bibliographique

2.7.2. Fissuration matricielle

La fissuration matricielle est gérée par les interfaces normales à la direction t .

La fissuration transverse, et ses trois types de fissurations (Figure 32), est représentée en calculant un critère quadratique classique sur les éléments volumiques voisins :

$$\left(\frac{\langle \sigma_t \rangle^+}{\sigma_t^f} \right)^2 + \frac{\tau_{lt}^2 + \tau_{tz}^2}{\tau_{lt}^f{}^2} = 1$$

Avec σ_t la contrainte en traction transverse d'un pli, τ_{lt} et τ_{tz} celles en cisaillement et σ_t^f la résistance en traction transverse d'un pli et τ_{lt}^f celle en cisaillement.

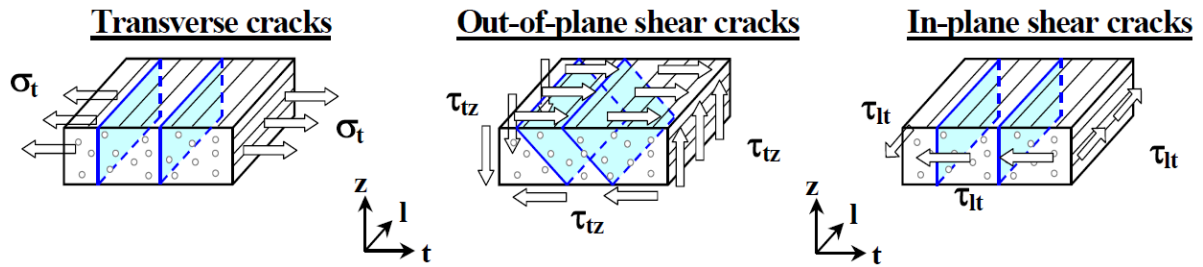


Figure 32 : Les trois types de fissurations matricielles [33]

Chaque élément cohésif de fissuration interroge ses deux éléments volumiques voisins, et est considéré comme rompu lorsque le critère est atteint pour au moins l'un des deux.

Il est à noter que l'on ne dissipe pas d'énergie dans ces éléments car leur nombre dépend de la finesse du maillage et par conséquent il en serait de même pour l'énergie dissipée.

Le critère est calculé à chaque point d'intégration. Avec l'utilisation des éléments volumiques C3D8, quatre points d'intégration sont adjacents aux éléments d'interface de chaque côté (cercle bleu Figure 33).

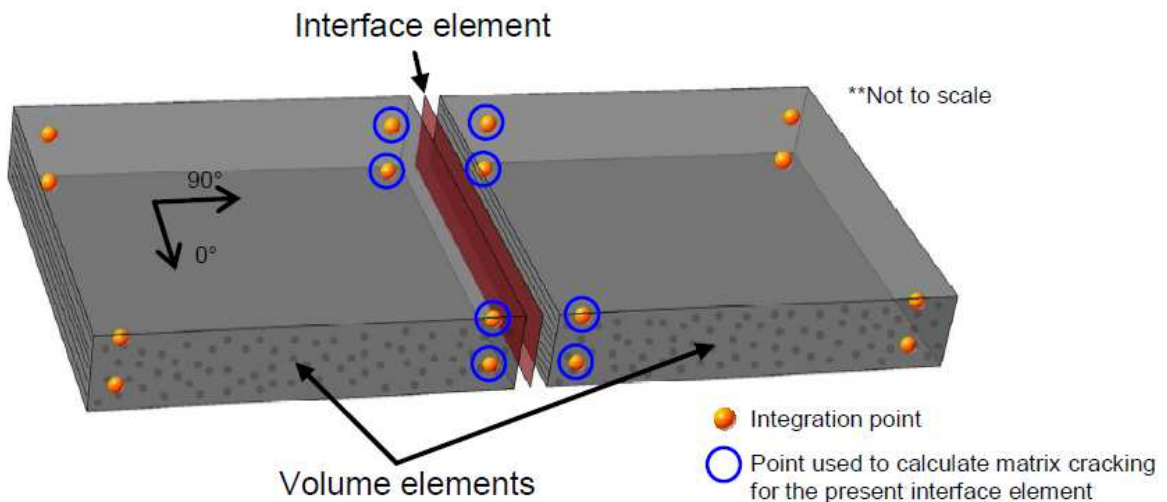


Figure 33 : Principe de modélisation de la fissuration matricielle [33]

Etude bibliographique

Ainsi, un élément d'interface interroge huit points d'intégration (quatre de chaque côté). Dès qu'un de ces huit points d'intégration atteint le critère d'initiation de rupture, les contraintes passent à une valeur nulle. Les deux éléments volumiques voisins seront par conséquent indépendants, modélisant la rupture de la matrice. Comme nous le verrons dans le paragraphe suivant, ces éléments d'interface permettront également de représenter l'indentation permanente.

Le comportement des éléments cohésifs de fissuration transverse est représenté par une raideur unique K_f :

$$\begin{cases} \sigma_{22} = K_f \cdot d_2 \\ \tau_{12} = K_f \cdot d_1 \\ \tau_{23} = K_f \cdot d_3 \end{cases}$$

Avec σ_{22} la contrainte en traction transverse d'un pli, τ_{12} et τ_{23} celles en cisaillement et d_1 , d_2 et d_3 les déplacements dans les trois directions.

Cette raideur est choisie suffisamment grande à l'état initial (10^6 MPa/mm) pour rendre compte du comportement non endommagé. Lorsque l'élément est rompu, cette raideur est abaissée à une valeur proche de zéro. La rupture de ces éléments est donc régie par les contraintes des éléments volumiques voisins, et non par ses propres contraintes.

Etude bibliographique

2.7.3. Indentation permanente

L'indentation permanente est gérée dans les éléments d'interface de fissuration matricielle (Figure 32). En effet une part non négligeable de l'indentation permanente semble provenir des débris de fissures orientées à 45° dans l'épaisseur du pli (Figure 34).

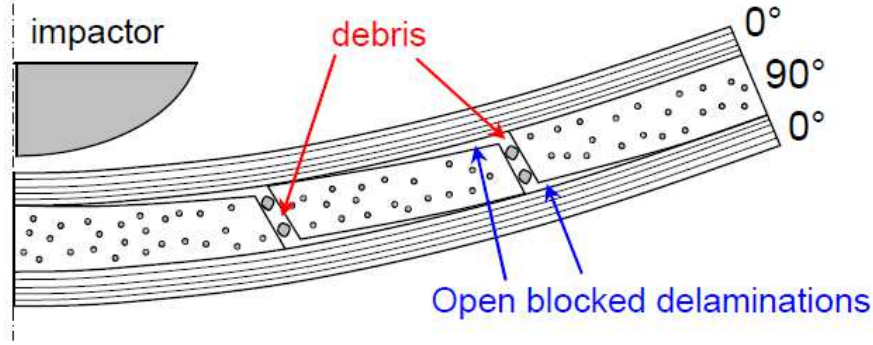


Figure 34 : Principe de l'indentation permanente [29]

Ce phénomène a été pris en compte dans le modèle en appliquant un comportement de type « pseudo-plasticité » en traction σ_t (Figure 35.a), et en cisaillement τ_{tz} (Figure 35.b) dans les éléments de fissuration matricielle afin de limiter la non-refermeture d'une fissure à 45° dans le plan (t,z) après rupture [1].

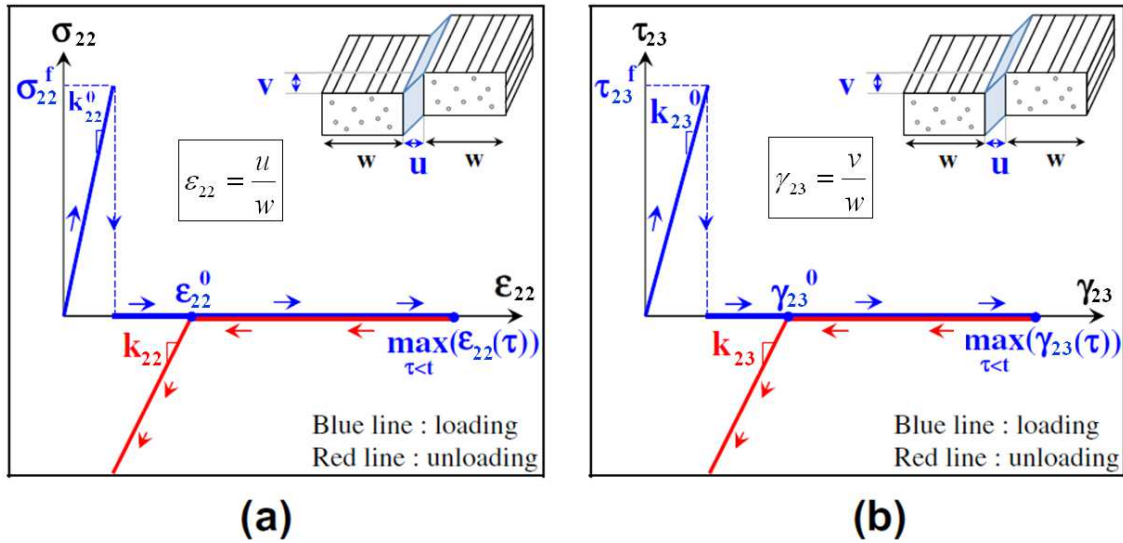


Figure 35 : Principe de modélisation de l'indentation permanente en traction (a) et en cisaillement (b) [33]

Les débris sont alors simulés dans la fissuration matricielle par :

$$\varepsilon_0 = \beta \cdot \varepsilon_{\max} \text{ et } \beta = 0.3 \text{ ou } 0.35 \quad [33]$$

Où ε_0 est la déformation résiduelle, ε_{\max} la déformation maximum et β le coefficient de simulation de débris.

L'indentation permanente joue un rôle essentiel dans la détection des dommages et la certification aéronautique à la tolérance aux dommages [1,18,19,21,36,88]. L'indentation permanente est donc un enjeu majeur dans la simulation numérique.

2.7.4. Délaminage

Le délaminage concerne les interfaces normales à la direction z . Le comportement des éléments de délaminage est géré par l'intermédiaire d'éléments cohésifs adoucissants permettant de dissiper le taux de restitution d'énergie de l'interface.

L'endommagement interlaminaire est basé sur un délaminage en mode mixte (mode I d'ouverture, mode II de cisaillement et mode III de déchirement). En l'absence de données en mode III, le mode II est supposé égal au mode III (pour les différencier il faudrait identifier le front de fissure et cela obligerait à des communications entre les éléments de délaminage). Un critère linéaire est utilisé :

$$\frac{G_I}{G_I^c} + \frac{G_{II}}{G_{II}^c} + \frac{G_{III}}{G_{III}^c} = 1$$

Où G_I^c , G_{II}^c et G_{III}^c représentent respectivement le taux de restitution d'énergie critique en délaminage en mode I, II et III.

Il reste alors à prendre en compte les différents modes de rupture de la même façon, et en supposant que les 3 modes évoluent avec la même dégradation, cela impose alors :

$$\frac{d_I^1}{d_I^0} = \frac{d_{II}^1}{d_{II}^0} = \frac{d_{III}^1}{d_{III}^0}$$

Où d_I , d_{II} et d_{III} sont les déplacements dans les trois directions et d_I^0 , d_{II}^0 et d_{III}^0 sont les déplacements critiques d'initiation de dommage.

Pour simuler le délaminage en mode mixte pour les éléments cohésifs, on définit un déplacement équivalent d_{eq} permettant de comparer tout mode de rupture à un mode I :

$$d_{eq} = \sqrt{d_I^2 + \left(\frac{d_I^0}{d_{II}^0}\right)^2 \cdot d_{II}^2 + \left(\frac{d_I^0}{d_{III}^0}\right)^2 \cdot d_{III}^2}$$

Basé sur la mécanique de la rupture, le principe de la formulation du délaminage présente un comportement classique des zones cohésives avec une dégradation linéaire de la contrainte en fonction des déplacements [57] (Figure 36) :

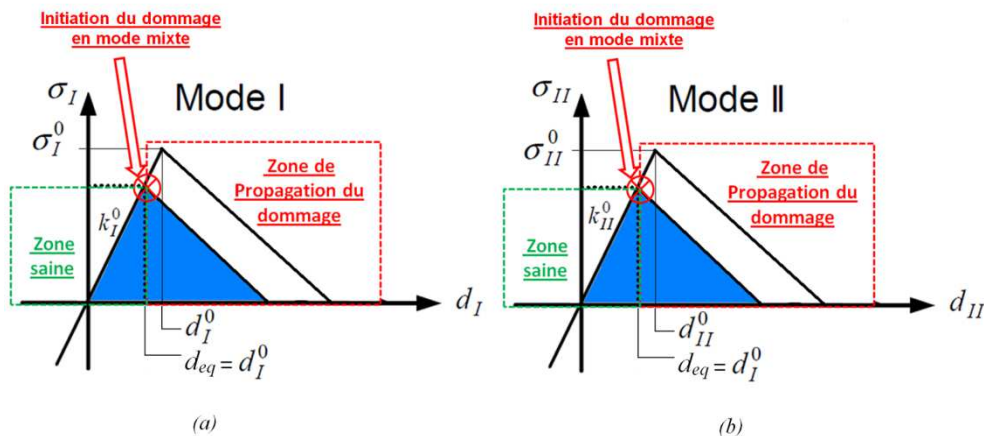


Figure 36 : Principe du comportement de délaminage du mode I (a) et du mode II (b)

2.7.5. Rupture de fibre en traction

La rupture de fibre est gérée dans les éléments volumiques. La rupture des fibres joue un rôle essentiel sur les dommages d'impact (Figure 37). En effet, si cet endommagement n'est pas pris en compte dans les modèles, les surfaces délaménées sont anormalement élevées en comparaison des résultats expérimentaux. Au départ du développement du modèle, un critère simple de déformation maximum avait été implémenté [13].

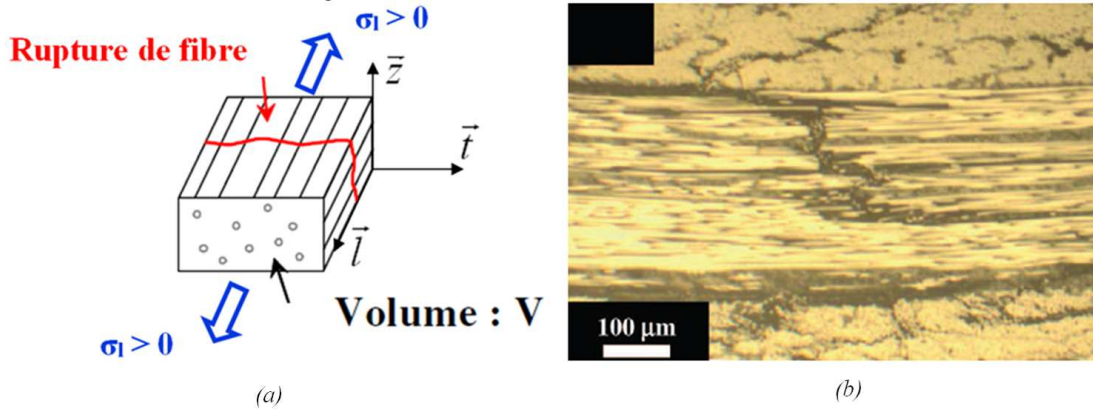


Figure 37 : Rupture de fibre en traction (a) et microscopie d'une rupture en traction d'un spécimen après impact (b) dans un composite carbone epoxy [61]

La rupture des fibres a plus récemment été prise en compte en utilisant la mécanique de la rupture avec une formulation originale produisant un taux de restitution d'énergie constant par unité d'aire [14]. Les huit points d'intégration sont pilotés ensemble afin de simuler la rupture de l'élément et dissipent la même énergie qu'une fissure (Figure 38). Ainsi, dans le but de simuler le taux de restitution d'énergie critique dû à la rupture de fibre par unité d'aire de fissure, l'énergie dissipée d'un élément de volume devient :

$$\int_V \int_0^{\varepsilon_1} \sigma_1 d\varepsilon_1 dV = S.G_I^{c_traction} \quad [\text{Eq.1}]$$

Où σ_1 est la contrainte longitudinale, V le volume, S la section de l'élément normale à la direction fibre 1, ε_1 la déformation de la dégradation totale de la rigidité de la fibre et $G_I^{c_traction}$ le taux de restitution d'énergie critique du mode d'ouverture dans la direction fibre en traction.

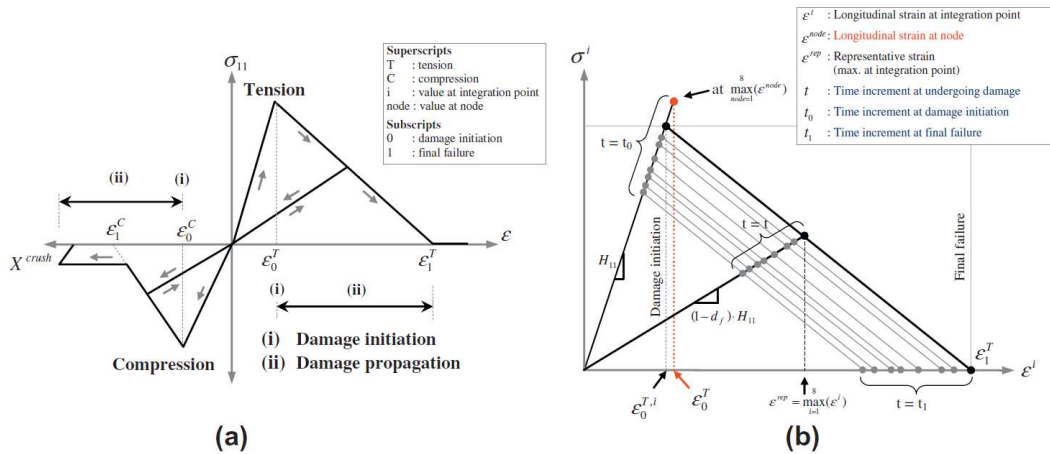


Figure 38 : Loi de comportement de la fibre dans le sens longitudinal en traction et compression avec initiation du dommage et propagation (a) et détail de la loi appliquée sur 8 points d'intégration en traction (b)

Etude bibliographique

Dans le cas étudié ici, la loi est écrite seulement en mode I, mais elle pourrait être généralisée avec d'autres modes de rupture. La rigidité des fibres est dégradée classiquement en utilisant une variable d'endommagement d_f . Cette variable d'endommagement est conventionnellement calculée par rapport à la déformation longitudinale dans le but d'obtenir une décroissance linéaire de la contrainte longitudinale.

$$d_f = \frac{\varepsilon^1 \cdot (\varepsilon_l - \varepsilon^0)}{\varepsilon_l \cdot (\varepsilon^1 - \varepsilon^0)}$$

Où ε^1 est calculé en utilisant l'équation [Eq.1] et ε^0 est la déformation à l'initiation du dommage. La contrainte est alors calculée de la manière suivante :

$$\sigma_l = H_{ll}^{traction} \cdot (1 - d_f) \cdot \varepsilon_l + H_{lt} \cdot (1 - d_f) \cdot \varepsilon_t + H_{lz} \cdot (1 - d_f) \cdot \varepsilon_z$$

On dégrade également G_{lt} , G_{lz} et G_{tz} par $(1 - d_f)$. De même H_{lz} et H_{tz} sont dégradés par $(1 - d_f)$ (H représentant les valeurs de la matrice de rigidité).

Les autres modes de rupture II et III ne sont pas pris en compte car :

- Ils sont jugés d'importance secondaire [33]
- On dispose de peu de donnée
- Pratiquement, lorsqu'un composite est sollicité en cisaillement, dans la majorité des cas, la matrice s'endommage rapidement et une fois dégradée les fibres sont « sèches » et donc sollicitées en traction

2.7.6. Rupture de fibre en compression

Dans le cas de la rupture de fibre en compression (Figure 39), le comportement en crushing est également pris en compte du fait de la présence de Kink-bands [11].

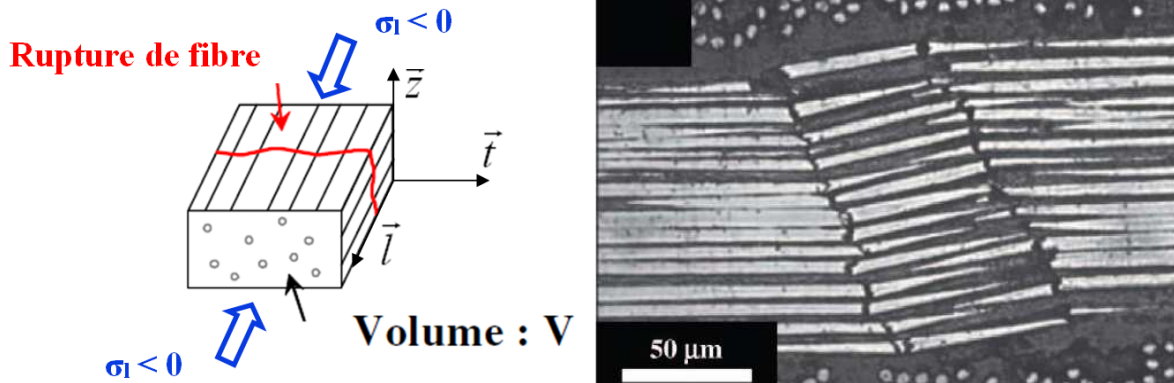


Figure 39 : Rupture de fibre en compression (a) et microscopie d'une rupture par micro-flambage (Kink-bands) d'un spécimen après impact (b) dans un composite carbone [61]

Etude bibliographique

De même que pour la traction, la rupture doit dissiper la même énergie qu'une fissure :

$$\int_V \int_0^{\varepsilon_l} \sigma_l \cdot d\varepsilon_l \cdot dV = S \cdot G_I^{c-compression}$$

Un couplage traction / compression est également appliqué :

$$\frac{G_I^{traction}}{G_I^{c-traction}} + \frac{G_I^{compression}}{G_I^{c-compression}} = 1$$

Un plateau de crushing est également appliqué afin de représenter la déformation anélastique de crushing [11]:

$$\sigma_{crush} = \sigma_{t-compression}^f$$

Où σ_{crush} est la contrainte de crushing et $\sigma_{compression}^f$ la résistance en compression d'un pli.

On définit alors la déformation plastique selon la direction l , $\varepsilon_l^{plastique}$ à l'aide de la fonction de charge en compression fibre f_l :

$$\varepsilon_l^{plastique} \text{ telle que : } f_l = |\sigma_l - \sigma_{crush}| \leq 0$$

Et la contrainte est calculée de la manière suivante :

$$\sigma_l = H_{II}^{compression} \cdot (\varepsilon_l - \varepsilon_l^{plastique}) + H_{lt} \cdot (1 - d_f) \cdot \varepsilon_t + H_{lz} \cdot (1 - d_f) \cdot \varepsilon_z$$

La loi de comportement de la fibre est un point essentiel de ces travaux de thèse. En effet, elle joue un rôle essentiel dans le scénario d'endommagement à l'impact ainsi que dans la tenue résiduelle après impact. Elle sera discutée au chapitre II.

2.7.7. Conclusion sur le modèle du laboratoire

Ce modèle basé sur la « Discrete Ply Failure » permet de rendre compte de façon satisfaisante de la perte de rigidité de la plaque due à l'endommagement d'impact et de la forme des surfaces délaminées. En particulier, la bonne corrélation entre la forme des surfaces délaminées obtenues expérimentalement, qui est pourtant très complexe et caractéristique de l'endommagement d'impact, permet de montrer que le modèle d'interaction entre les fissurations matricielles et les délaminages semble pertinent. Ce modèle doit néanmoins être encore éprouvé sur d'autres configurations d'impact, telles que d'autres drapages ou d'autres conditions limites.

2.8. Conclusion

L'originalité du concept « DPM » réside dans l'utilisation d'éléments d'interface concernant la discrétisation des plis afin de représenter la rupture intra et inter-laminaire. Le principal inconvénient de ce modèle est d'obliger à un maillage complexe afin de permettre à chaque pli d'être maillé à partir de bandes dirigées dans la direction des fibres tout en s'appuyant sur les mêmes nœuds au niveau de l'interface entre 2 plis consécutifs. Ceci limite également cette modélisation à des drapages ayant seulement des plis à 0° , 90° et $\pm\theta$, ce qui reste néanmoins peu limitatif au vu des drapages industriels.

Les dommages inter-laminaires, à savoir les délaminages, sont classiquement simulés à partir d'éléments d'interfaces pilotés à l'aide de la mécanique de la rupture. La modélisation prend en compte l'endommagement intra-plis, la fissuration matricielle, à partir d'éléments d'interfaces dans le pli afin de rendre compte du caractère discret de ce dommage (DPM). Ces éléments d'interfaces permettent également de prendre en compte l'indentation permanente après impact.

Ce modèle a déjà montré sa robustesse concernant l'impact sur peau composite [33] ainsi que sur les problématiques de pull-through [4] et d'écrasement [45]. L'étude présentée dans ce document a pour but d'éprouver une nouvelle fois cette robustesse dans une nouvelle configuration d'impact sur chant. Ceci ouvrira la voie à une généralisation de cette modélisation aux différents impacts sur structure composite.

3. Etudes expérimentales et numériques de compression après impact sur peau :

3.1. Compression Après Impact basse vitesse et basse énergie

Les essais de CAI sont réalisés sur des coupons rectangulaires standardisés [92] en application de la norme AITM 1-0010 ([87] ,[3], [27]) ; les éprouvettes étant éventuellement équipées de jauges de déformation et le flambage éventuel de la plaque est suivi par un système de corrélation d'images [33]. Ces éprouvettes sont placées dans un outillage spécifique (Figure 40) qui prévient le flambage global par le biais de couteaux anti-flambement sur les bords les plus longs. Les bords courts sont eux bloqués dans l'outillage.

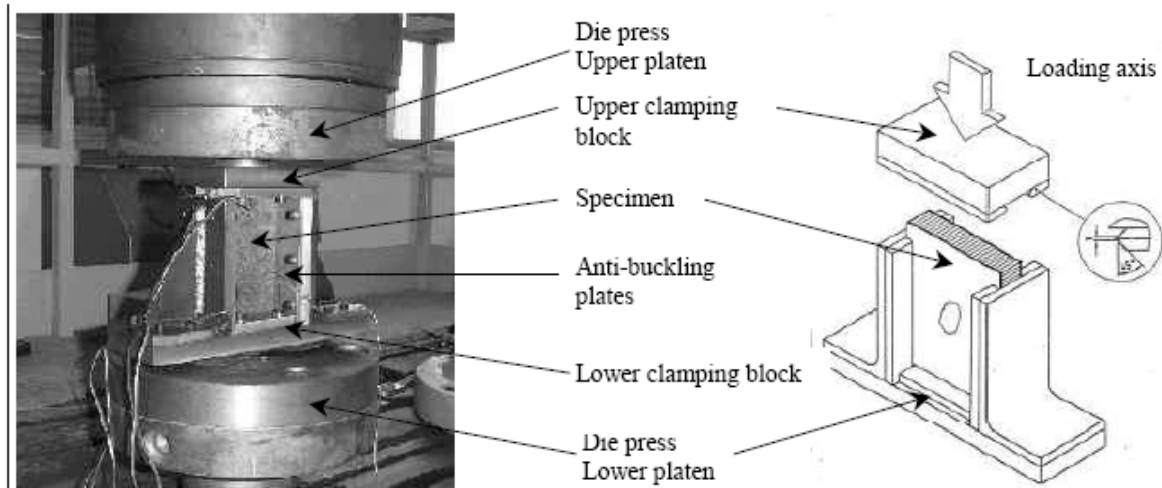


Figure 40 : Dispositif d'un essai de CAI [27]

Le coupon est soumis à une charge de compression dans son plan pilotée par un déplacement lent (quasi-statique). Les déformations dans le plan et les déplacements hors plan sont mesurés (corrélation d'images et LVDT) afin d'étudier le flambage local et global. Il est à noter que l'expérience a montré que l'outillage de la norme engendrait un phénomène de matage des extrémités du coupon, c'est pourquoi les conditions aux limites de ce dernier sont modifiées (Figure 41.a à Figure 41.c). Ainsi des couteaux anti-flambage sur les bords longs ainsi que des couteaux anti-matage sur les bords courts ont été développés pour le bon déroulement de l'essai de CAI.

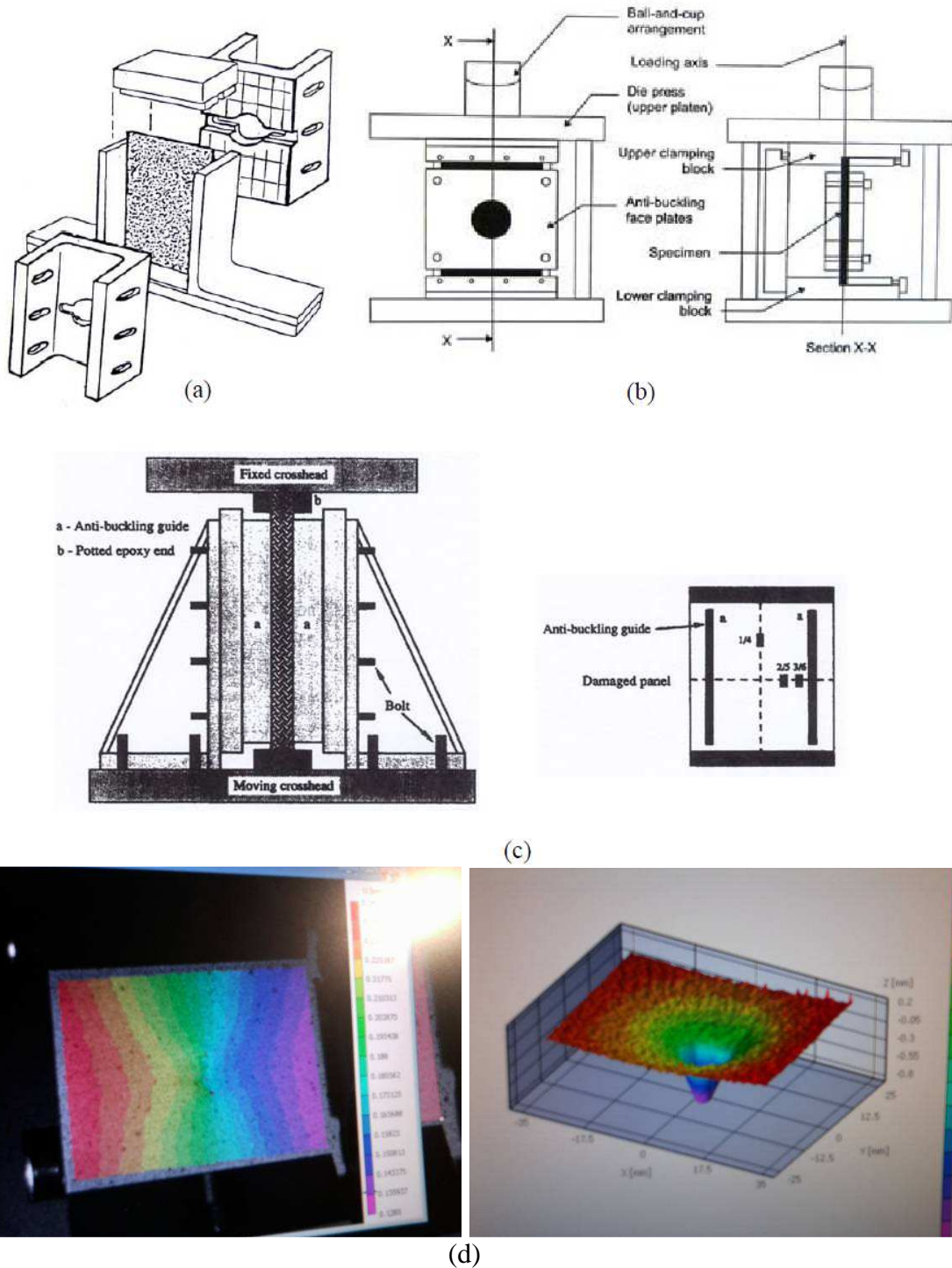


Figure 41 : Modifications du dispositif de CAI (a) [64]; (b) [46]; (c) [86] et pré-charge vérifiée par corrélation d'images(d)

Ces essais sont particulièrement délicats et nécessitent une grande rigueur lors de leurs réalisations. Le coupon doit être découpé avec des faces respectant un parallélisme inférieur à 0.01 mm afin d'assurer le bon déroulement de l'essai. De plus, la mise en position méticuleuse dans l'outillage doit être complétée par une pré-charge vérifiée à l'aide d'une corrélation d'images avant l'essai à rupture final (environ 10% de la charge à rupture) afin de s'assurer du bon positionnement du coupon (Figure 41.d).

3.2. Mécanismes d'endommagement

De même que pour les essais d'impact, la compréhension du scénario d'endommagement lors des essais de Compression Après Impact (CAI) est fondamentale (en particulier l'élément menant à la rupture finale de la plaque). Globalement il est admis que ce sont les surfaces délaminées qui pilotent la tenue résiduelle des structures composites impactées soumises à une charge de compression.

La détermination de la tenue résiduelle reste néanmoins très complexe. Deux grandes tendances se détachent actuellement. Tout d'abord, la théorie selon laquelle ce sont les propagations de fissures et donc des surfaces délaminées (cf paragraphe 2.3) qui pilotent la tenue résiduelle. Cette théorie est assez peu répandue et ne semble correspondre qu'à certains cas particuliers [72,85].

Plus généralement, la théorie la plus répandue est celle selon laquelle le flambage est responsable de la tenue résiduelle [3]. Classiquement une compression homogène est observée, suivie d'une légère augmentation de l'épaisseur de la plaque (due à l'ouverture des délaminages) et enfin d'un flambage net jusqu'à la rupture de l'échantillon. Dans le même temps une concentration de contrainte ou de déformation de compression est observée sur la face impactée au niveau de la zone endommagée. Lorsque cette concentration de déformation atteint la déformation de compression à la rupture, une fissure se propage menant à la rupture de l'éprouvette (Figure 42).

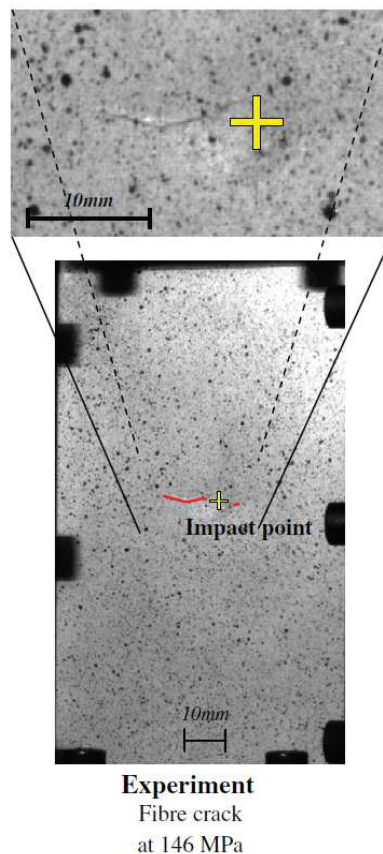


Figure 42 : Suivi de propagation de fissure en CAI [33]

La zone de naissance de cette fissure coïncide avec la zone fortement indentée mais également avec le début de la zone délaminée de la première interface située face impactée. Ce scénario a été observé sur des éprouvettes fortement orientées ainsi que sur des drapages battus [33].

Etude bibliographique

Si l'on trace la contrainte résiduelle en fonction de l'énergie d'impact, de la surface délaminée et de l'indentation permanente (Figure 43), une asymptote est observée lorsque l'énergie d'impact est importante et se rapproche de la perforation.

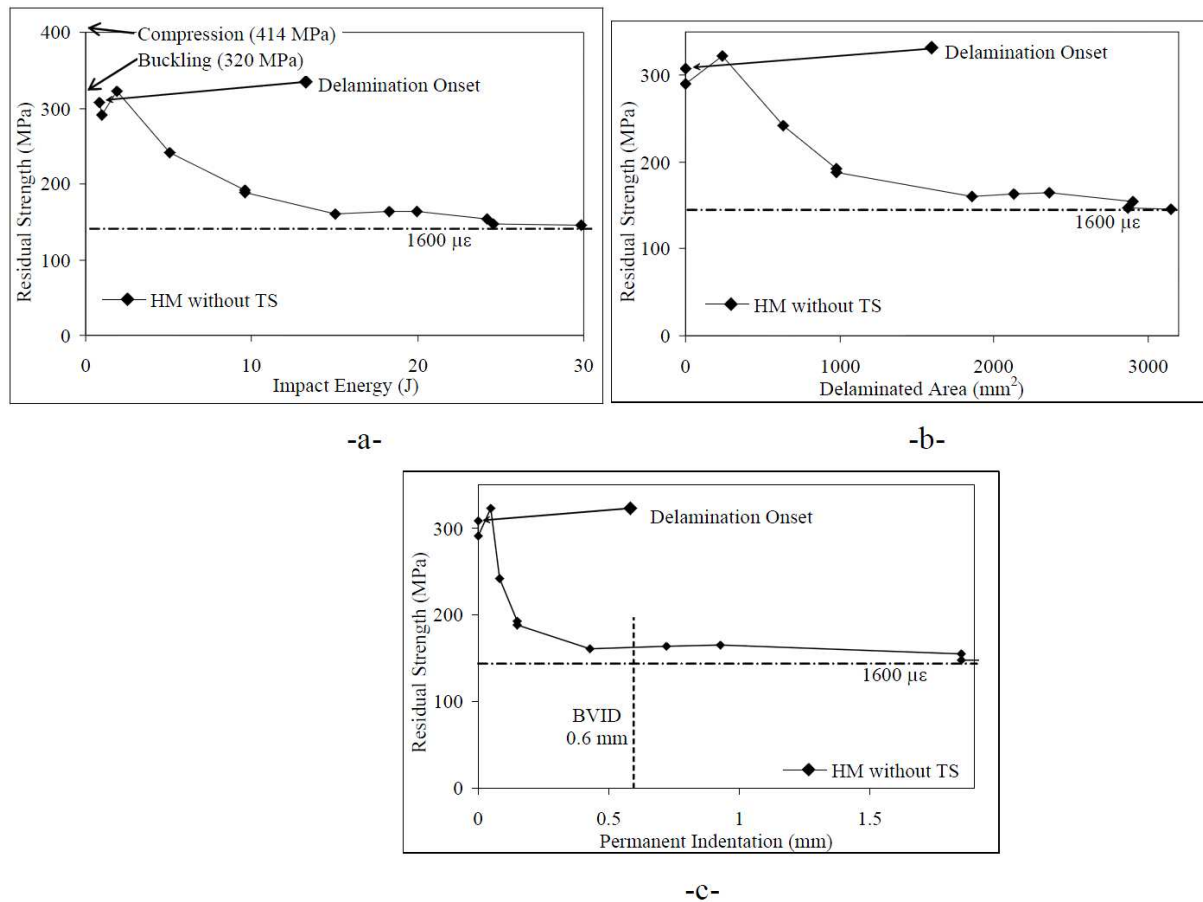


Figure 43 : Courbes de la contrainte résiduelle en fonction de l'énergie d'impact (a), de la surface délaminée (b) et de l'indentation permanente (c) après impact sur plaque stratifiée HM [0/60/0/-60/0/60/ 90/-60/0]_s

Dès les énergies d'impact faibles, la tenue résiduelle est fortement diminuée (Figure 43) et montre un gain envisageable important à une meilleure conception à la tolérance aux dommages d'impact.

Il apparaît donc que le scénario d'endommagement de CAI ne soit pas complètement identifié, par conséquent nous nous attacherons à approfondir ces phénomènes lors des essais de CAI sur chant.

3.3. Modèle numérique de Compression après impact

La compression après impact est l'étape finale pour établir la tenue résiduelle des structures dans le cadre de la certification.

La modélisation numérique apporte de plus en plus d'éléments pour l'optimisation des structures soumises à l'impact. Jusqu'à présent ce type d'optimisation est classiquement réalisé via des modèles analytiques basés sur l'expérience [66,69]. Cependant l'évolution du dommage lors de la phase de compression après impact est souvent occultée.

Différents modèles numériques existent néanmoins dans la littérature [39,58,73]. Ces modèles montrent d'assez bons résultats qualitatifs permettant une meilleure compréhension des

Etude bibliographique

phénomènes (Figure 44). Néanmoins, dans cette première étape numérique, les fissurations matricielles et les délaminages sont en général implémentés artificiellement via les mesures issues de l'expérience [85]. De plus, tous les dommages d'impact initiaux (cf paragraphe 2.3) ne sont pas pris en compte. Le scénario d'endommagement de CAI s'en trouve forcément limité et souvent mal estimé (Figure 44).

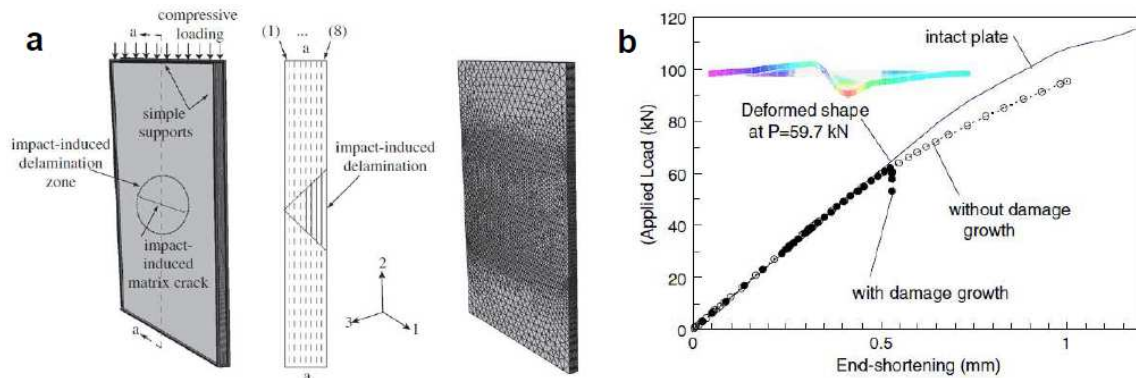


Figure 44 : Modèle numérique de CAI (a) [28] et (b) [59]

Les travaux de Petit *et al.* [59] semblent confirmer l'hypothèse sur le scénario de rupture en CAI (des plaques prepreg après impact), à savoir une rupture due à une fissure prenant naissance à la limite de la zone endommagée par l'impact, par la réalisation d'un modèle de compréhension (Figure 45) avec comme données d'entrée l'indentation permanente et les délaminages observés expérimentalement [59].

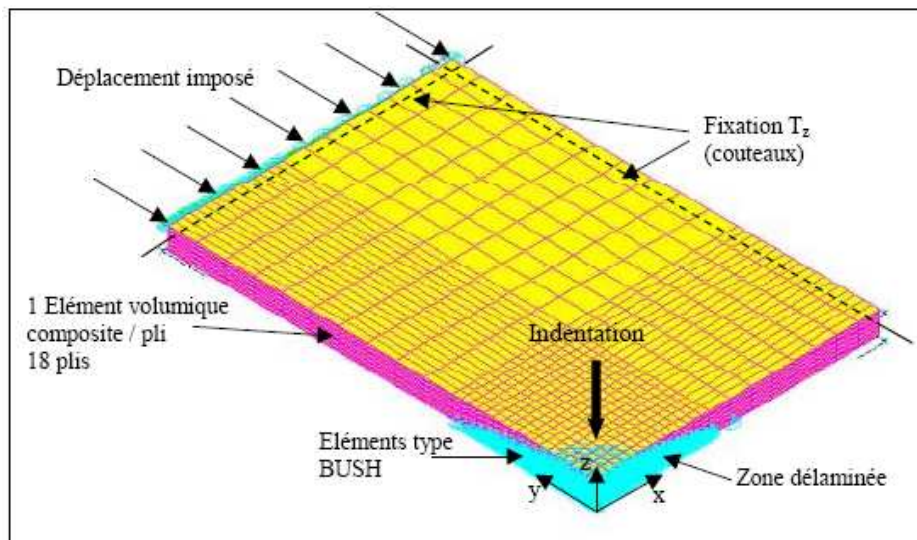


Figure 45 : Modèle de compréhension du scénario de rupture en CAI [59]

Etude bibliographique

Plus récemment Hongkarnjanakul *et al.* [33] proposent un modèle numérique complet permettant de résoudre le problème de tolérance aux dommages sur stratifié, depuis la modélisation de l'endommagement sous impact jusqu'à la tenue résiduelle pour un chargement de compression. Il est basé sur les mêmes modèles d'endommagement élémentaires que le modèle d'impact (avec indentation permanente) et le calcul est réalisé directement à la suite de la simulation d'impact. Il est alors capable de représenter la propagation de l'endommagement sous CAI (Figure 46).

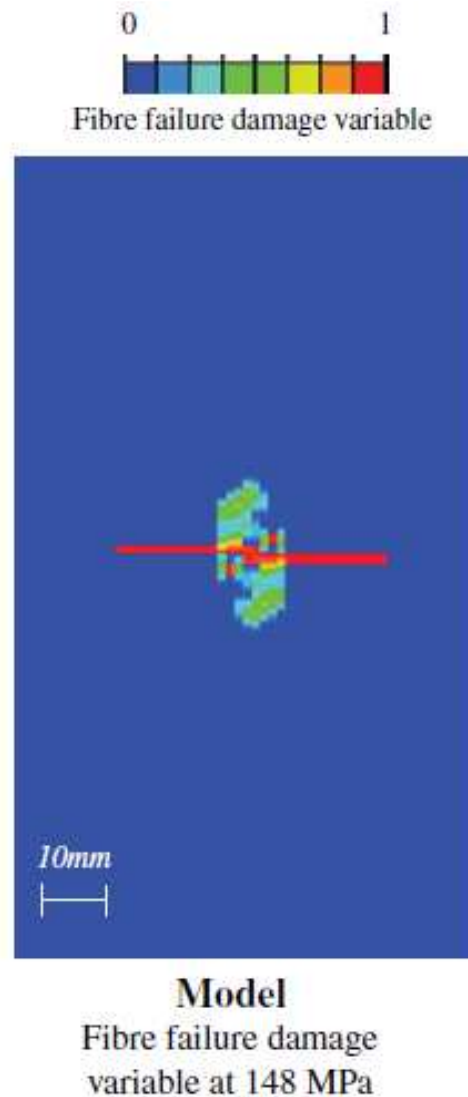


Figure 46 : Suivi de propagation de fissure d'un modèle numérique en CAI [33]

C'est par conséquent cette philosophie qui sera développée dans cette thèse afin de répondre aux besoins industriels et académiques définis lors de l'introduction.

4. Etudes expérimentales et numériques d'impact sur chant :

Comme nous l'avons vu au paragraphe 2, un grand nombre d'études ont été effectuées sur les problématiques d'impact sur peau et les mécanismes d'endommagement sont globalement maîtrisés [2] et [48]. Cependant lorsque l'on change les paramètres de l'essai d'impact : passant d'une peau à un bord libre (chant de raidisseur), il existe alors un manque de connaissance. Actuellement, et à notre connaissance, seulement deux travaux de recherche [56] et [65] ont été effectués sur le sujet. Ces études ont contribué à un important travail sur la vulnérabilité après impact et seront détaillées dans ce paragraphe.

4.1. Contexte des études

La première étude [56], appelée par la suite « étude 1 », s'interroge sur les problématiques d'impact intervenant sur les structures aéronautiques (type BOEING 777) et aérospatiales (tragédie de la navette Columbia-Figure 47). En effet les problématiques d'impact sur chant et près d'un bord libre n'avaient pas encore été étudiées. Faire l'état des lieux de la tolérance aux dommages de ces structures et établir laquelle est la plus critique sont les objectifs principaux de cette étude.

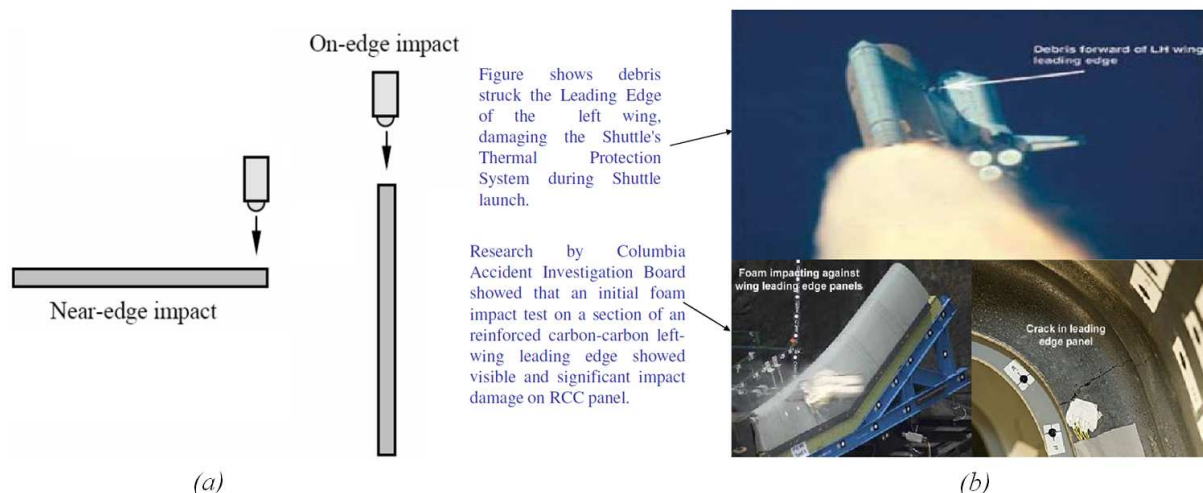


Figure 47 : Etude de la tolérance aux dommages d'impact sur chant et près d'un bord libre (a) et tragédie de la navette Columbia (b) [56]

La seconde étude [65], appelée par la suite « étude 2 », est réalisée en collaboration avec AIRBUS UK et se focalise sur l'étude d'impact sur chant de raidisseur à faible énergie d'impact. En effet le constat est fait qu'il est très complexe de contrôler les raidisseurs en service et l'étude cherche donc à développer un modèle analytique de CAI simple et rapide permettant de calculer la déformation à partir de laquelle la propagation de délaminage s'initie. Ainsi il sera alors possible de calculer de manière conservative la déformation admissible pour un raidisseur impacté sur son chant soumis à une charge de compression après impact.

Etude bibliographique

4.2. Matériaux et structures étudiés

Deux choix de matériaux et de structures distincts sont arrêtés pour les deux études.

L'étude 1 a fait le choix de travailler sur des plaques de fibre de verre réalisées par RTM et résine époxy. Les échantillons sont des plaques de 56 mm de hauteur, 90 mm de longueur et 2 à 4 mm d'épaisseur avec des drapages quasi-isotropes. Le matériau retenu est le Cotech EQX 1034 style 3200, l'épaisseur de pli est de 0.25 mm et les propriétés sont données ci-dessous (Figure 48) :

E_1 (GPa)	E_2 (GPa)	G_{12} (GPa)	G_{23} (GPa)	ν_{12}
43,5	9,5	4,3	3,7	0,28

Figure 48 : Propriétés mécaniques du Cotech EQX 1034 style 3200 - épaisseur de pli 0.25 mm [56]

L'étude 2, quant à elle, a fait le choix de travailler sur des raidisseurs réalisés en carbone pré-imprégnés avec de la résine époxy. Les échantillons sont des raidisseurs de 70 mm de hauteur, environ 250 mm de longueur et 8 mm d'épaisseur pour des drapages fortement orientés (Figure 49).

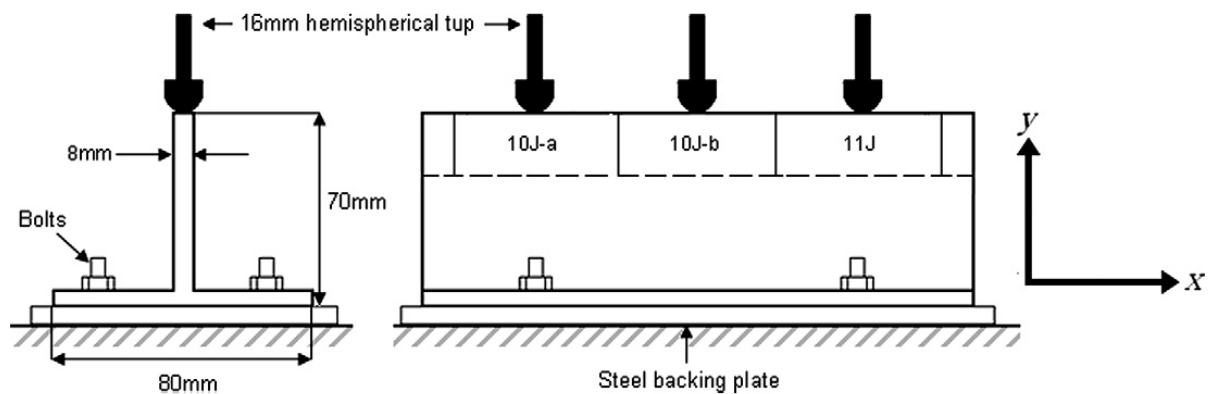


Figure 49 : Montage d'impact et dimensions principales des échantillons [65]

Le matériau retenu est l'UTS/977-2 [53], l'épaisseur de pli est de 0.25 mm et les propriétés sont données ci-dessous (Figure 50) :

Material	E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	G_{12} (GPa)	ν_{12}	t (mm)	G_{IC} (J/m ²)
UTS/977-2	117	17	4.6	0.3	0.25	478

Figure 50 : Propriétés mécaniques du l'UTS/977-2 - épaisseur de pli 0.25 mm [65]

Etude bibliographique

4.3. Méthodes d'essais d'impact sur chant

La stratégie d'impact est similaire pour les deux études. En effet, une tour de chute est sélectionnée pour impacter les échantillons (CEATIS Dartvis 6790 pour l'étude 1 et Instron Dynatup 9250HV pour l'étude 2). Cependant les conditions aux limites, les outillages, les énergies d'impact et la géométrie de l'impacteur varient.

Ainsi, lors de l'étude 1, un outillage spécifique de maintien de l'échantillon fixé au bâti de la tour de chute a été développé. L'échantillon est encastré dans l'outillage et une zone de 20 mm de diamètre est laissée libre. Ce dernier est impacté avec une énergie variant de 1J à 5J, par un impacteur sphérique de diamètre 14 mm. Les échantillons sont ensuite analysés visuellement (Figure 51).

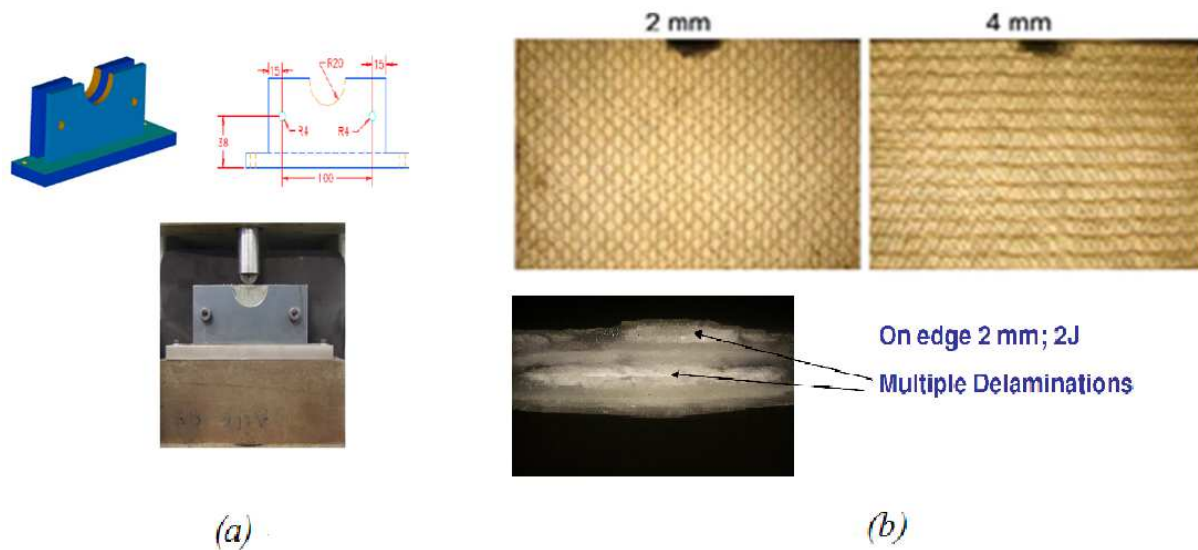


Figure 51 : Etude 1, outillage (a) et inspection après impact (b) [56]

Lors de l'étude 2, aucun outillage spécifique pour l'essai d'impact n'a été développé. Un raidisseur entier a été réalisé et fixé sur le bâti (Figure 49). L'énergie d'impact est fixée à 10J et 11J. Il est à noter que 3 impacts sont réalisés sur le même raidisseur à 162 mm d'intervalle. En revanche l'échantillon est analysé de manière plus précise : gonflement par corrélation d'images, surfaces délaménées par ultrasons et profondeur d'indentation (Figures 52).

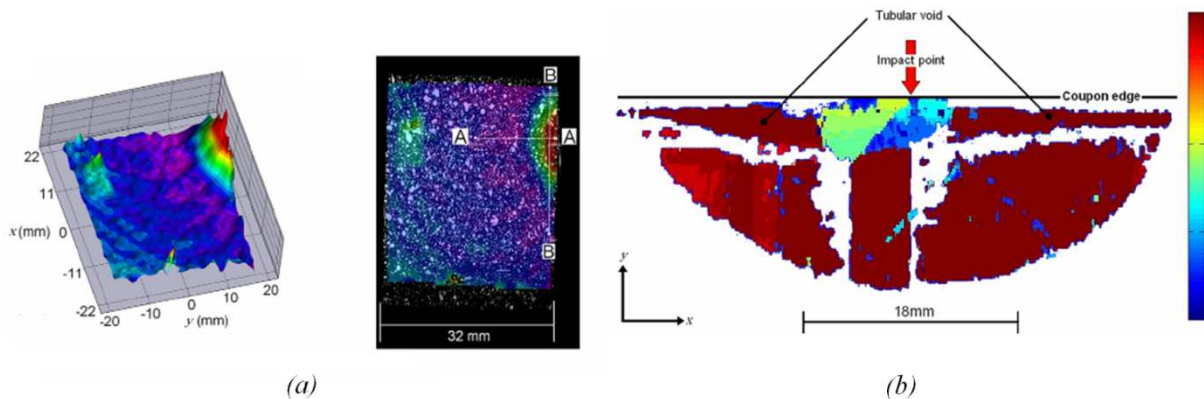


Figure 52 : Etude 2, contrôles après impact par corrélation d'images (a) et ultrasons (b) [65]

Etude bibliographique

4.4. Méthode d'essai de compression après impact sur chant

A nouveau, deux philosophies différentes ont été choisies par les deux études concernant la stratégie de compression après impact sur chant.

L'étude 1 conserve les principes de la norme d'essai de CAI sur peau (cf. paragraphe 4). Elle apporte toutefois des modifications à cette norme au niveau des conditions limites par le dégagement de la zone d'impact qui est laissée libre (Figure 53).

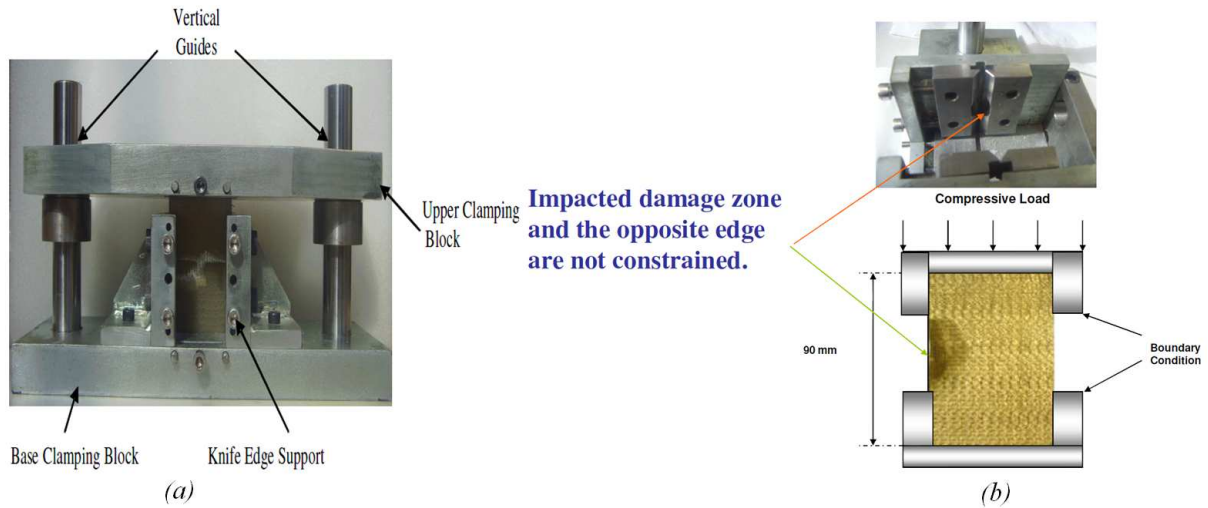


Figure 53 : Etude 1, outillage de CAI vue de face (a) et conditions aux limites (b) [56]

L'étude 2 fait le choix délibéré de sortir de la norme d'essai de CAI en découpant le raidisseur impacté en plaques échantillons plus petites de 162 mm de longueur et 26.5 mm de largeur. Ces plaques sont ensuite soumises à un effort de compression de type plaque dans une machine de traction-compression Instron 1332 (Figure 54).

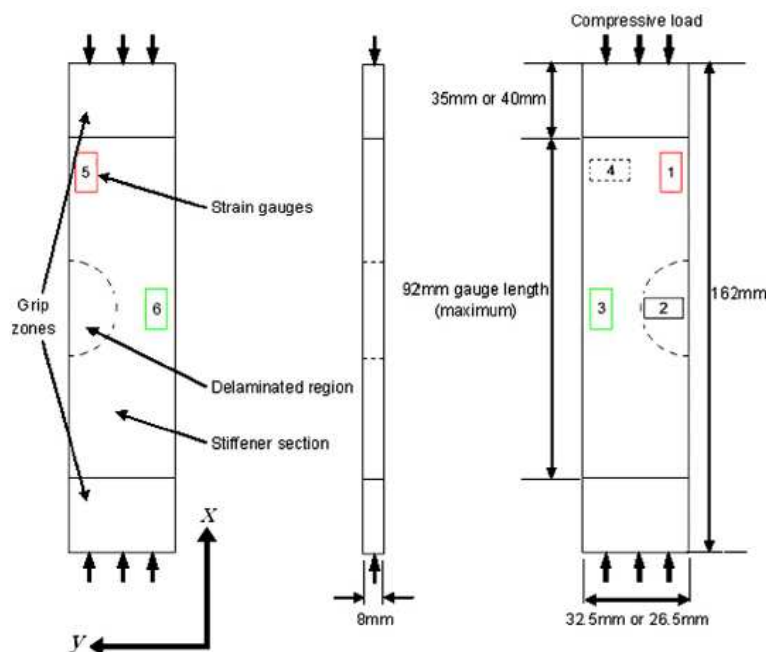


Figure 54 : Etude 2, géométrie de l'échantillon de l'essai de CAI [65]

Etude bibliographique

4.5. Modèles de CAI sur chant

Les deux études visant des objectifs différents, l'une a développé un modèle d'impact et l'autre un modèle de CAI.

Lors de l'étude 1, un modèle numérique explicite d'impact sous ABAQUS 6.6 a été développé. Ce modèle fait le choix de ne pas représenter les fissurations matricielles (voir paragraphe 2.5). Il s'agit d'un modèle volumique en intégration réduite qui est comparé aux essais expérimentaux impactés à 3J (Figure 55). Il s'agit d'un modèle qualitatif permettant d'observer les contraintes maximales dans l'épaisseur de l'échantillon.

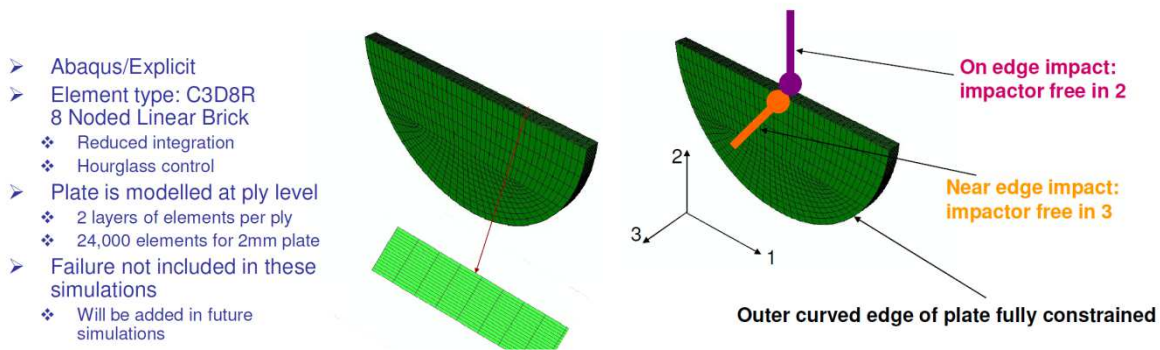


Figure 55 : Etude 1, modèle numérique d'impact [56]

L'étude 2 s'est concentrée sur la modélisation analytique de la CAI (Figure 56). Ce modèle est dérivé du code VICONOPT [81], [7] et [6]. Il calcule la déformation à partir de laquelle la propagation de délaminage s'initie. Dans cette étude le gonflement hors plan est considéré comme un flambage initial. La surface délaminée est mesurée par ultrasons. Ces données d'entrée (flambage initial et zone délaminée après impact) sont donc mesurées expérimentalement et leurs valeurs sont légèrement surdimensionnées afin d'assurer une marge de sécurité. La propagation du délaminage est alors déterminée en supposant le mode I comme prédominant.

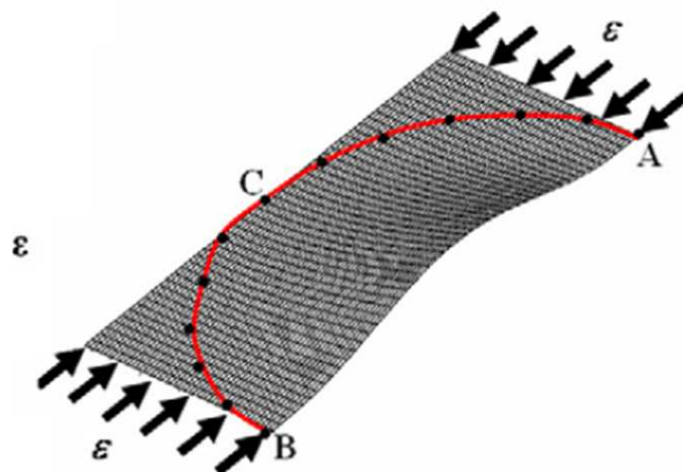


Figure 56 : Etude 2, modèle analytique de CAI [65]

4.6. Résultats d'impact

Les résultats d'impact des deux études sont étudiés à l'aide des courbes effort-temps. L'étude 1 observe une certaine disparité pour les essais à faible énergie (Figure 57.a). Les pentes initiales semblent toutes différentes et il n'apparaît pas de schéma commun. Néanmoins chacune des énergies présente une bonne répétabilité (Figure 57.b).

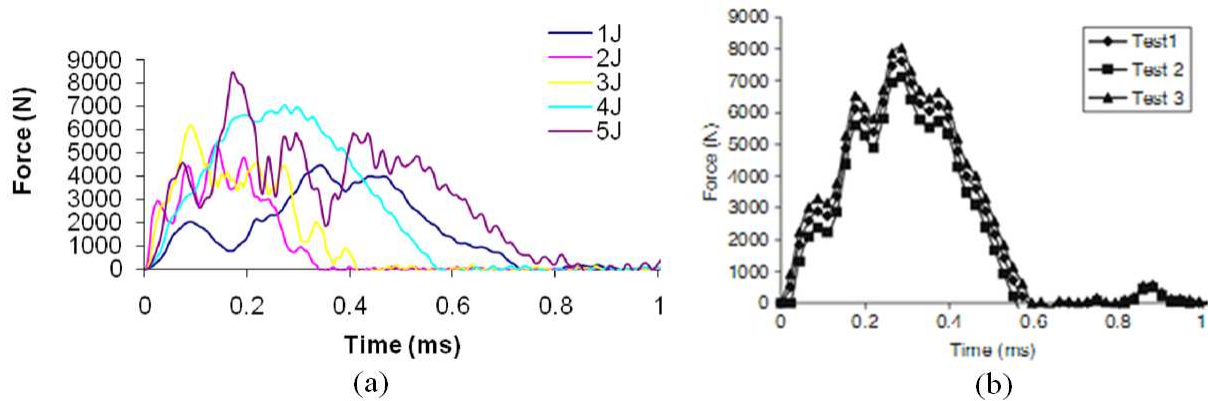


Figure 57 : Etude 1, Courbes effort-temps (a) et essais de répétabilité pour l'impact à 3J (b) [56]

Des pics d'effort importants sont observés (9kN). Ces pics sont bien plus élevés que ceux relevés lors d'essais d'impact sur peau ou proche du bord. De plus, les durées relevées sont également beaucoup plus courtes qu'habituellement.

L'énergie d'impact influe sur le pic d'effort ainsi que sur l'énergie absorbée normalisée (énergie absorbée plaque impactée / énergie d'impact); en augmentant cette énergie d'impact, ces derniers augmentent également (Figure 58) :

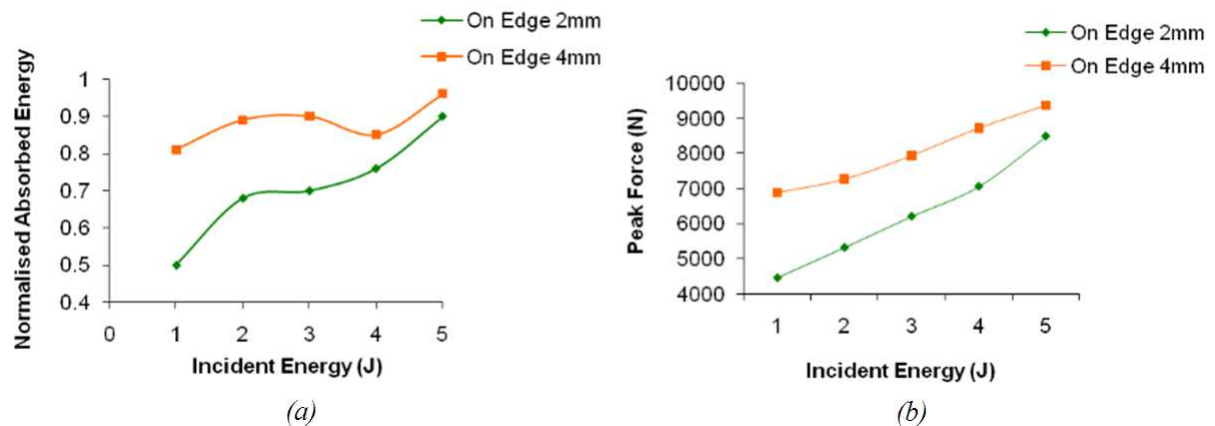


Figure 58 : Etude 1, Courbes énergie absorbée normalisée-énergie d'impact (a) et pic d'effort-énergie d'impact (b) [56]

Enfin le faciès du chant présente de multiples délaminages (Figure 54.b). Le modèle numérique développé dans cette étude semble confirmer ces résultats par la présence de contraintes distribuées selon l'épaisseur. Les résultats numériques semblent être en accord avec le début des courbes effort-temps des essais (Figure 59).

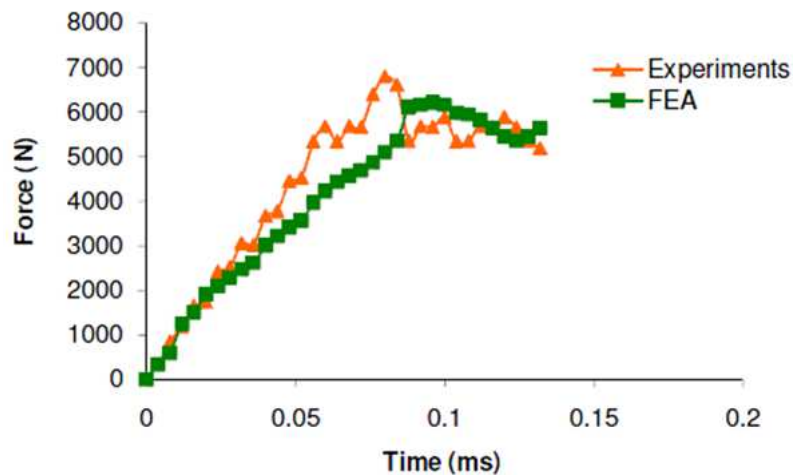


Figure 59 : Etude 1, Résultats du modèle numérique et comparaison à l'impact à 3J [56]

L'étude 2 révèle une courbe effort-temps beaucoup moins dispersée (Figure 60) même si les filtrages temporels effectués doivent expliquer en partie ce phénomène. Les pics d'effort sont également élevés (13 kN). Les pentes initiales des courbes effort-temps sont identiques d'un essai à l'autre.

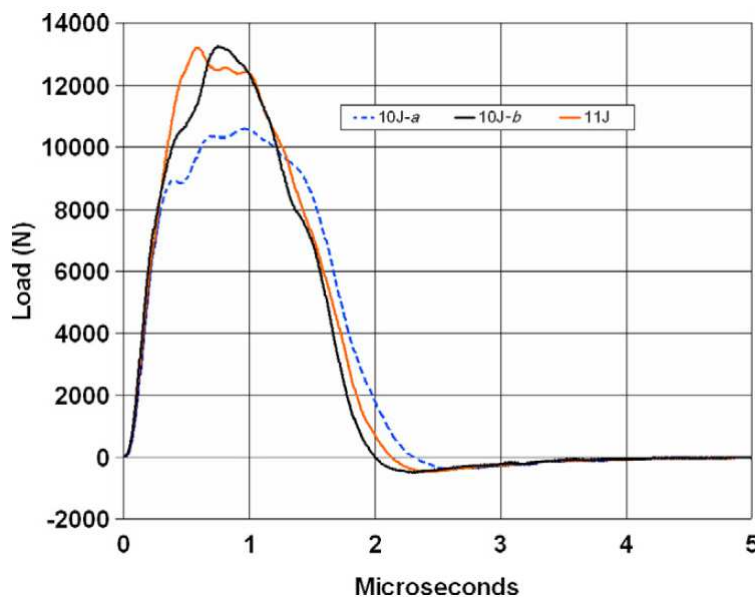


Figure 60 : Etude 2, Courbe effort-temps d'impact [65]

4.7. Résultats de CAI sur chant

La compression après impact apparaît une nouvelle fois lors de ces études, comme une expérience complexe à définir, à mettre en œuvre et à interpréter (cf paragraphe 3).

L'étude 1 relève que l'énergie d'impact a une influence sur la charge maximum ainsi que sur le déplacement maximum à rupture (Figure 61). Lorsque l'énergie d'impact augmente, l'effort à rupture diminue et le déplacement global augmente. Ceci montre bien l'augmentation de l'endommagement d'impact.

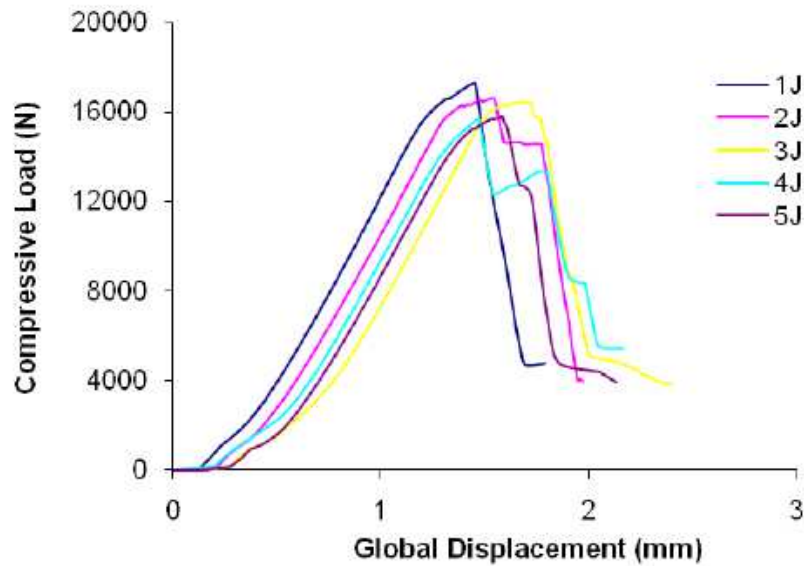


Figure 61 : Etude 1, Courbe effort-déplacement de CAI pour une épaisseur de 2 mm [56]

En revanche l'énergie d'impact a peu d'influence sur la contrainte résiduelle normalisée (contrainte résiduelle plaque impactée / contrainte résiduelle plaque saine); environ 10% au maximum pour un impact à 5 J (Figure 62). Elle a cependant plus d'influence dans le cas d'un impact près d'un bord libre (perte de 20% à 5 J).

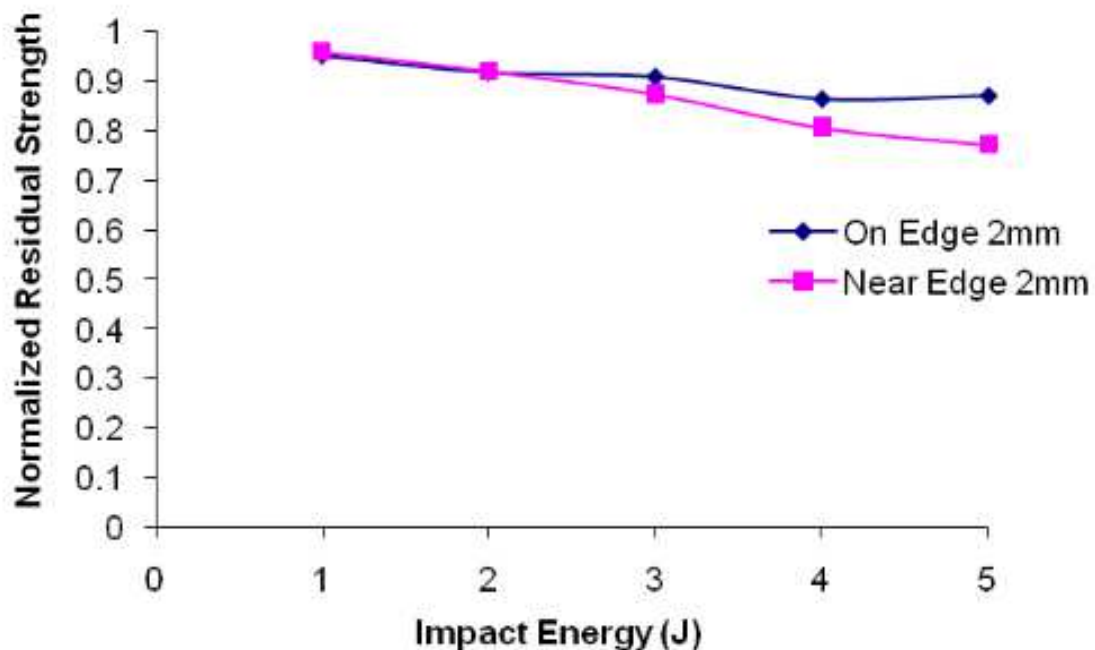


Figure 62 : Etude 1, résistance résiduelle après CAI pour une épaisseur de 2mm [56]

En conclusion, il semble qu'un impact près d'un bord libre soit plus pénalisant qu'un impact sur chant. On peut remarquer que l'impact sur chant développe une propagation du dommage lors de la CAI plus localisée que l'impact près du bord libre (Figure 47 et Figure 63), ce qui confirmerait qu'un impact sur chant présente une meilleure tolérance aux dommages.

Etude bibliographique

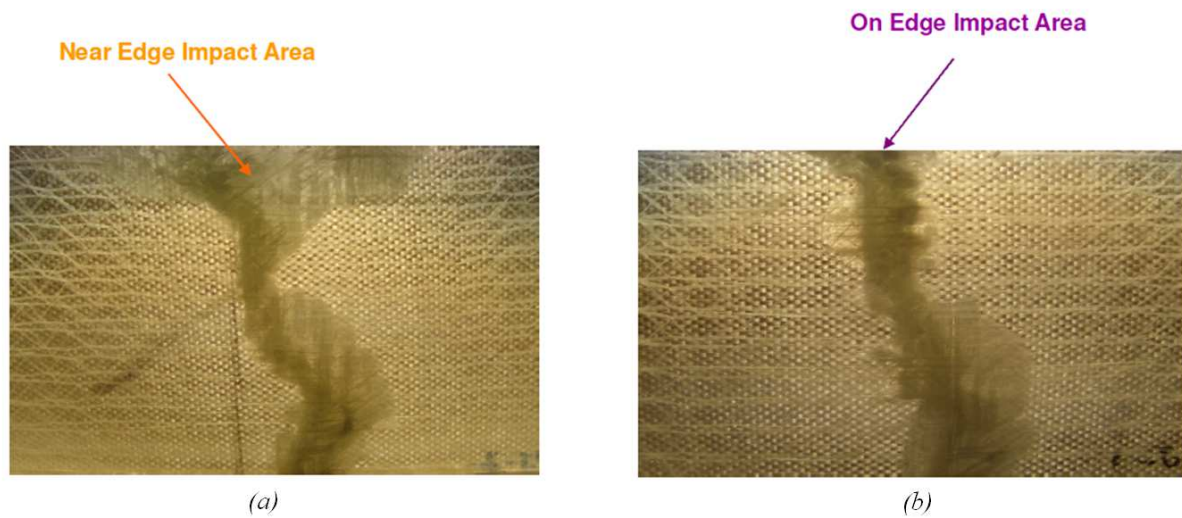


Figure 63 : Etude 1, faciès de rupture après CAI pour une épaisseur de 2mm impactée à 4J près du bord libre (a) et sur le chant (b) [56]

L'étude 2 montre que la rupture (figure 64) intervient à cause d'un flambage local des deux surfaces demi-elliptiques délaminées lors de l'impact menant à leur propagation.



Figure 64 : Etude 2, faciès de rupture après CAI [65]

Etude bibliographique

Expérimentalement, une initiation de flambage est observée très rapidement (cercle pointillé noir Figure 65) et la propagation est relevée pour chaque essai juste avant la rupture (cercle bleu Figure 65).

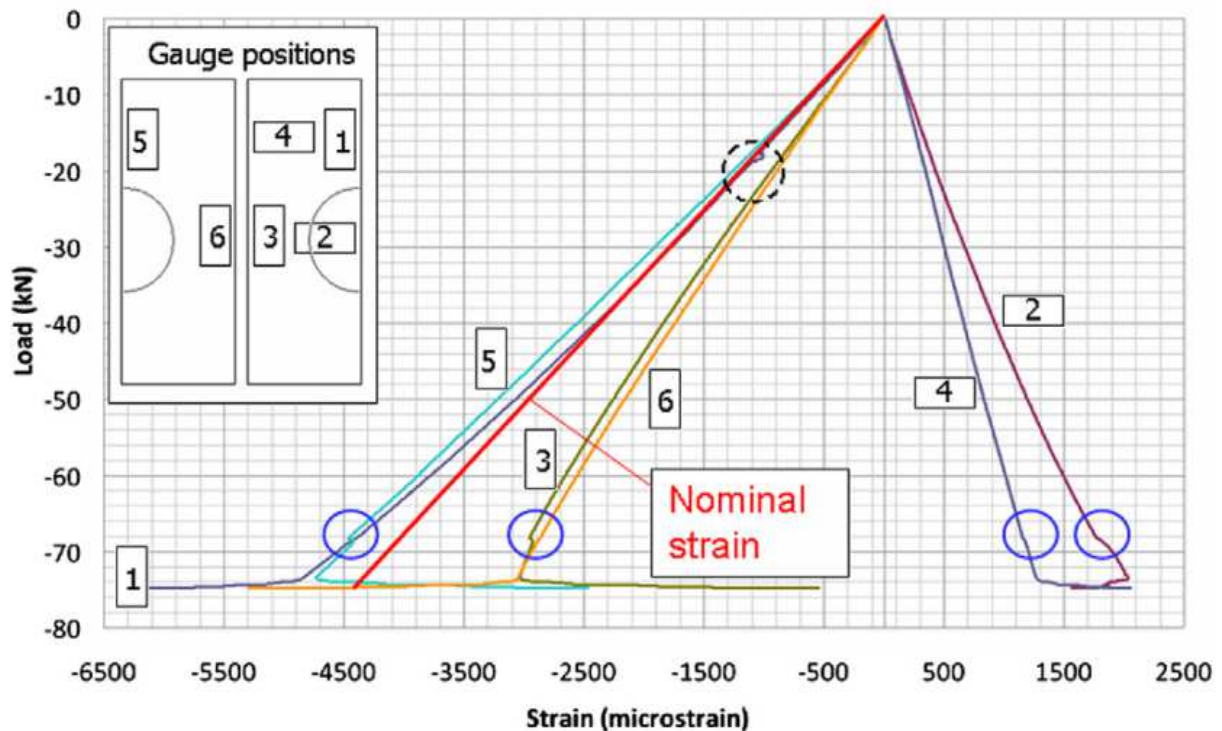


Figure 65 : Etude 2, courbe effort-déformation pour un coupon impacté à 10 J en CAI [65]

Le modèle analytique approximant la morphologie complexe des dommages d'impact sur chant propose une approche rapide pour le calcul de la charge statique d'un coupon soumis à un impact sur chant. Le modèle prédit de manière conservatrice l'initiation du flambage avec un écart inférieur à 20%. L'auteur rapporte des problèmes de mesure des surfaces endommagées par C-Scan et conseille de lui préférer la méthode par Rayons X. Enfin, l'auteur encourage au test d'impact sur chant avec de nouvelles géométries d'impacteur qui auront une influence sur la morphologie du dommage.

4.8. Conclusion

Ces deux études donnent l'état des lieux actuel sur les travaux réalisés concernant les impacts sur chant. Plusieurs limites peuvent être avancées.

Tout d'abord, concernant les méthodes d'essais d'impact, on notera que l'outillage de l'étude 1 présente une fenêtre non encastrée de taille réduite. Ce dispositif peut contenir le gonflement hors plan et arrêter les fissures le long du chant pour des énergies d'impact plus élevées. Ensuite l'outillage de l'étude 2 propose d'impacter une « pseudo-structure » qu'il est nécessaire d'usiner pour les manipulations de CAI, changeant ainsi complètement les conditions aux limites de la « pseudo-structure » étudiée et prenant le risque de propager les dommages internes. Il apparaît donc que si la tour de chute semble adaptée aux essais d'impact basse énergie et basse vitesse sur des coupons, il est en revanche indispensable de créer un outillage spécifique au sujet étudié.

Les méthodes d'essais de CAI sont également critiques. L'étude 1 présente une méthode dérivée de la norme de CAI [87] alors que l'étude 2 se rapproche de l'essai de compression

pure [89]. Lors de l'étude d'un raidisseur, un outillage spécifique de CAI doit être conçu afin de conserver des conditions aux limites les plus proches possibles de l'essai d'impact.

Ensuite, les modèles présentés dans ce chapitre présentent plusieurs limitations. L'étude 1 propose un modèle numérique d'impact sans fissuration matricielle, donc peu réaliste. L'étude 2 quant à elle présente un modèle analytique de CAI nécessitant des données d'entrée issues de mesures expérimentales qui en limite le caractère prédictif. Pour modéliser complètement la tenue résiduelle d'un raidisseur il sera nécessaire de développer un modèle commun d'impact suivi de la CAI afin de simuler à la fois l'endommagement d'impact mais également sa propagation lors de la CAI.

Enfin le scénario d'endommagement à l'impact, si crucial dans la modélisation et l'optimisation des structures composites (paragraphe 2.4 et 3.2), n'est abordé dans aucune de ces études.

Afin de prédire la tenue résiduelle après impact, cet endommagement d'impact doit être pris en compte de manière précise [83]. La compréhension et la modélisation du scénario d'endommagement d'impact sur chant semble donc être la clé pour bâtir un modèle par éléments finis pertinent. Il sera alors possible d'optimiser les structures composites soumises à un impact basse vitesse et basse énergie. C'est l'objectif principal des travaux réalisés lors de cette thèse.

5. Conclusion et proposition des axes de l'étude :

Cette étude bibliographique a présenté les principaux problèmes rencontrés lors de la réalisation d'essais d'impact et de CAI sur peau et sur chant de composites ainsi que quelques méthodes numériques et analytiques de dimensionnement.

Tout d'abord, une présentation des différentes catégories d'impact, de la notion de tolérance aux dommages et de la problématique industrielle ont permis de situer le cadre de notre étude. En effet il persiste un manque de connaissance à l'heure actuelle sur les phénomènes d'impact sur chant dans l'industrie. Il s'agit principalement de données empiriques. Pour le moment, les solutions retenues pour protéger les structures subissant des impacts sur chant correspondent à des solutions couteuses en masse et ne sont pas optimisées. La méconnaissance des mécanismes d'endommagement dus à des impacts sur chant implique de trouver une solution alternative à ces problématiques. Néanmoins certaines informations précieuses ont été récoltées lors de cette recherche : Les énergies d'impact retenues varieront de 10 J à 35 J pour une éprouvette d'épaisseur de 5 à 6 mm impactée par un impacteur de diamètre 16 mm respectant la certification aéronautique. De plus, la profondeur d'indentation et de longueur de fissures seront mesurées afin de pouvoir les comparer à des résultats industriels.

Ensuite, nous avons vu que l'essai d'impact permettait de créer des endommagements dans les structures censés représenter les endommagements se produisant réellement sur les structures composites en service. Le dispositif de poids tombant est retenu pour impacter les stratifiés à basse vitesse et basse énergie. Aucune norme n'est encore applicable à ce type d'essai d'impact sur chant, et c'est pourquoi les essais seront dérivés des normes pour impact sur peau [87,88].

Puis, nous avons identifié qu'un impact basse vitesse / basse énergie sur un stratifié composite unidirectionnel provoquait différents dommages classés classiquement en trois catégories : la fissuration matricielle, le délaminage et la rupture des fibres. Le premier dommage à se déclencher est en général la fissuration matricielle [22,60]. Ces différentes fissures vont ensuite provoquer des initiations de délaminages au niveau des interfaces. Ces délaminages peuvent être induits par le cisaillement et/ou par la flexion. Ils peuvent ensuite se développer au cours de l'impact. Il existe donc un couplage évident entre la fissuration matricielle et le délaminage. Enfin, après les fissurations matricielles et les délaminages apparaît la rupture de fibres principalement localisée sous l'impacteur (en traction/compression notamment) et dans les régions où les fissurations matricielles et les délaminages sont observés. Son apparition est liée au nombre de plis, à la structure, au drapage, au type de matériau, mais aussi au niveau d'énergie d'impact et au type d'impacteur [59]. Il est à noter que la forme de l'impacteur a également une influence sur l'endommagement [77]. Plus le diamètre de l'impacteur est grand, plus la taille du dommage est importante et moins l'empreinte de l'impact est profonde [77]. Les projectiles hémisphériques sont donc les plus favorables [47]. Néanmoins la certification aéronautique actuelle est basée sur un projectile hémisphérique de diamètre 16 mm. C'est pourquoi cette étude se limitera à ce type d'impacteur. Des études postérieures pourront apporter des éléments de comparaison. De plus, dans le cas d'un impact sur chant, le stratifié sera soumis à de la compression et des kink-bands pourront être observées et étudiées lors de la définition du scénario d'endommagement d'impact sur chant.

Nous avons ensuite identifié que l'industrie aéronautique s'orientait aujourd'hui vers une approche dite de « Virtual Testing ». Cette approche consiste à diminuer le nombre d'essais

structuraux en mettant l'effort sur la simulation des essais sur grandes structures tout en conservant une base d'essais solide à l'échelle plus réduite du coupon, i.e. à l'échelle où les mécanismes de dégradations sont facilement observables et identifiables. Concernant la modélisation d'une structure composite, à cause de ses différents constituants (un renfort fibreux et une matrice), le mécanisme d'endommagement n'est pas uniforme dans le stratifié et les dommages internes sont complexes. C'est pourquoi une approche mésoscopique est retenue pour la modélisation du dommage d'impact et de l'indentation permanente après impact sur une plaque stratifiée composite.

L'architecture du modèle d'endommagement retenu est basée sur la méthode de « Discrete Ply Model » (DPM) développée lors des travaux de Bouvet *et al.* [14]. L'originalité du concept de modélisation réside dans l'utilisation d'éléments d'interface concernant la discrétisation des plis afin de représenter la rupture inter et intra-laminaire. Le principal inconvénient de ce modèle est d'obliger à un maillage complexe afin de permettre à chaque pli d'être maillé à partir de bandes dirigées dans la direction des fibres tout en s'appuyant sur les mêmes nœuds au niveau de l'interface entre 2 plis consécutifs. Ceci limite également cette modélisation à des drapages ayant seulement des plis à 0° , 90° et $\pm \theta$, ce qui reste néanmoins peu limitatif au vu des drapages industriels.

Ce modèle a déjà montré sa robustesse concernant l'impact sur peau composite [33] ainsi que sur les problématiques de pull-through [4] et d'écrasement [45]. L'étude présentée dans ce document a pour but d'éprouver une nouvelle fois cette robustesse dans une nouvelle configuration d'impact sur chant. Ceci ouvrira la voie à une généralisation de cette modélisation aux différents impacts sur structure composite.

A la suite des études expérimentales et numériques d'impact sur peau, nous avons identifié que la compréhension du scénario d'endommagement lors des essais de CAI était fondamentale. La détermination de la tenue résiduelle reste cependant très complexe et le scénario d'endommagement de CAI n'est pas complètement identifié. En particulier, tous les dommages d'impact initiaux ne sont pas pris en compte. Le scénario d'endommagement de CAI s'en trouve forcément limité et souvent mal estimé et par conséquent nous nous attacherons à approfondir ces phénomènes lors des essais de CAI sur chant.

De plus, il semble primordial de proposer un modèle numérique complet permettant de résoudre le problème de tolérance aux dommages sur stratifié, depuis la modélisation de l'endommagement sous impact jusqu'à la tenue résiduelle pour un chargement de compression tel que celui développé par Hongkarnjanakul *et al.* [33]. Il est basé sur les mêmes modèles d'endommagement élémentaires que le modèle d'impact (avec indentation permanente) et le calcul est réalisé directement à la suite de la simulation d'impact. Il est alors capable de représenter la propagation de l'endommagement sous CAI. C'est par conséquent cette philosophie qui sera développée dans cette thèse afin de répondre aux besoins industriels et académiques définis dans l'introduction.

Enfin le dernier paragraphe s'est focalisé sur les deux seules études, à notre connaissance, d'impact sur chant de la littérature. Les méthodes, les matériaux et les principaux résultats d'impact et de CAI réalisés dans le cadre de ces deux études ont été mis en lumière et donnent l'état des lieux actuel sur les travaux réalisés concernant les impacts sur chant.

Concernant les méthodes d'essais d'impact, il apparaît que si la tour de chute semble adaptée aux essais d'impact basse énergie et basse vitesse sur des coupons, il est en revanche indispensable de créer un outillage spécifique au sujet étudié. De plus, lors de l'étude d'un raidisseur en CAI, un outillage spécifique de CAI doit également être conçu afin de conserver des conditions aux limites les plus proches possibles de l'essai d'impact.

Etude bibliographique

Concernant la modélisation complète de la tenue résiduelle d'un raidisseur il sera nécessaire de développer un modèle commun d'impact suivi de la CAI afin de simuler à la fois l'endommagement d'impact mais également sa propagation lors de la CAI.

Quant au scénario d'endommagement à l'impact, si crucial dans la modélisation et l'optimisation des structures composites, il n'est abordé dans aucune de ces études.

Afin de prédire la tenue résiduelle après impact, cet endommagement d'impact doit être pris en compte de manière précise [83]. La compréhension et la modélisation du scénario d'endommagement d'impact sur chant semble donc être la clé pour bâtir un modèle par éléments finis pertinent. Il sera alors possible d'optimiser les structures composites soumises à un impact basse vitesse et basse énergie. C'est l'objectif principal des travaux réalisés lors de cette thèse.

En conclusion, une synthèse des travaux tant expérimentaux que numériques, qui seront effectués lors de cette thèse, a été mise en évidence par rapport aux développements actuels existants. Ces travaux feront l'objet du chapitre II (Impact sur chant) et du chapitre III (CAI sur chant). Il s'agit au travers de cette étude, de proposer une modélisation de l'impact sur chant, et de la valider à partir d'essais d'impact réalisés au laboratoire. Le modèle numérique de CAI, présenté au chapitre III, est un nouveau pas pour le développement d'un modèle prédictif complet à partir de l'impact jusqu'à la CAI, à l'instar de précédentes études réalisées à l'ICA [33]. Par conséquent, il est nécessaire de pouvoir prédire de manière réaliste l'effet d'un impact sur chant et de pouvoir prédire l'endommagement de structures composites, puis leur tenue résiduelle. Pour cela, il faut comprendre le mécanisme d'endommagement.

De plus, cette méthode laisse envisager une bonne connaissance du scénario d'endommagement (avec la possibilité de faire varier de nombreux paramètres et de les coupler) jusqu'à une application sur structure industrielle type caisson. Les autres perspectives seraient la réduction des coûts et de la durée de la campagne d'essais (avec un raccourcissement de la durée de développement) ainsi que l'approfondissement du champ de connaissances du laboratoire dans sa vision du scénario d'endommagement avec une complémentarité et une diversité accrue des expériences réalisées. La figure 66 résume le travail à effectuer :

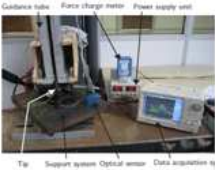
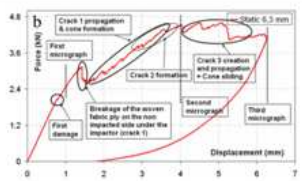
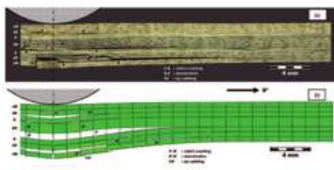
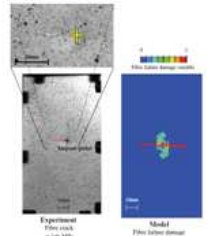
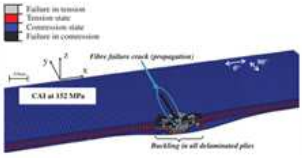
		Travail existant	Travail à effectuer
Essais expérimentaux d'impact sur chant		Références industrielles [26, 87, 88]... ; thèses impact sur peau [2,33,59]... ; livre référence [3] ; articles impact sur chant [56, 65]	Outils et analyse à adapter à l'impact sur chant
Modélisation du scénario d'endommagement de l'impact sur chant		Scénario d'impact sur peau dans les thèses impact sur peau [2,33,59]... ; livre référence [3] ; articles d'impact sur peau [13]	Scénario d'endommagement à définir
Modélisation numérique d'impact		thèses impact sur peau [2,33,59]... ; articles d'impact sur peau [13]	Loi De Comportement à adapter à l'impact sur chant
Essais expérimentaux de compression après impact		thèses impact sur peau [2,33,59]...	Outils et analyse à adapter à la compression après impact sur chant
Modélisation numérique de compression après impact		thèses impact sur peau [2,33,59]...	Loi De Comportement à adapter à la compression après impact sur chant

Figure 66 : Travail à effectuer lors de cette thèse

References

- [1] Abdallah, E.A., Bouvet, C., Rivallant, S., Broll, B., and Barrau, J.-J. Experimental analysis of damage creation and permanent indentation on highly oriented plates. *Composites Science and Technology* 69, 7-8 (2009), 1238–1245.
- [2] Aboissière, J. Propagation de dommages d'impact dans un matériau composite stratifié à fibres de carbone et résine époxyde. 2003.
- [3] Abrate, S. *Impact on composite structures*. 2005.
- [4] Adam, L., Bouvet, C., and Castanié, B. Discrete ply model of circular pull-through test of fasteners in laminates. *Composite ...*, (2012).
- [5] Allix, O. A composite damage meso-model for impact problems. *Compos Sci Technol*;61(15):2193–205, (2001).
- [6] Anderson, MS; Kennedy, D. Transverse shear deformation in exact buckling and vibration of composite plate assemblies. *AIAA J*;31(10):1963–5, (1993).
- [7] Anderson, MS; Williams, FW; Wright, C. Buckling and vibration of any prismatic assembly of shear and compression loaded anisotropic plates with an arbitrary supporting structure. *Int J Mech Sci*;25(8):585–96, (1982).
- [8] Aoki, Y., Suemasu, H., and Ishikawa, T. Damage propagation in CFRP laminates subjected to low velocity impact and static indentation. *Advanced Composite Materials*, (2007).
- [9] Aoki, Y; Kondo, H; Hatta, H. Effect of delamination propagation on mechanical behaviour in compression after impact. *Proceedings of the 16th International Conference on Composite Materials (ICCM/16)*. Kyoto, Japan, (2007).
- [10] Bartus, S.D. and Vaidya, U.K. Performance of long fiber reinforced thermoplastics subjected to transverse intermediate velocity blunt object impact. *Composite Structures* 67, 3 (2005), 263–277.
- [11] Bazant, ZP; Oh, B. Crack band theory for fracture of concrete. *Mater Struct*;16(3):155–77, (1983).
- [12] Boni, L; Fanteria, D; Lanciotti, A. Post-buckling behaviour of flat stiffened composite panels- Experiments vs. analysis. *Compos Struct*;94(12):3421–33, (2012).
- [13] Bouvet, C; Castanié, B; Bizeul, M; Barrau, J.-J. Low velocity impact modelling in laminate composite panels with discrete interface elements. *Solids Struct*;46(14–15):2809–21, (2009).
- [14] Bouvet, C; Rivallant, S; Barrau, J.-J. Low velocity impact modeling in composite laminates capturing permanent indentation. *Compos Sci Technol*;72(16):1977–88, (2012).

Etude bibliographique

- [15] Calomfirescu M, Daoud F, P.T. A new look into structural design philosophies for aerostructures with advanced optimization methods and tools. *IV European Conference on Computational Mechanics. Paris, France*, (2010).
- [16] Cantwell, WJ; Morton, J. The impact resistance of composite materials – a review. *Composites*; 22(5):347-362., (1991).
- [17] Caporale, A; Luciano, R; Sacco, E. Micromechanical analysis of interfacial debonding in unidirectional fiber-reinforced composites. *Comp & Struct*;84(31-32):2200–11, (2006).
- [18] Caprino, G., Langella, A., and Lopresto, V. Indentation and penetration of carbon fibre reinforced plastic laminates. *Composites Part B: Engineering*, (2003).
- [19] Caprino, G. and Lopresto, V. The significance of indentation in the inspection of carbon fibre-reinforced plastic panels damaged by low-velocity impact. *Composites science and technology*, (2000).
- [20] Chang, FK; Chang, K. Progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations. *J Compos Mater*;21(9):834–55, (1987).
- [21] Chen, P., Shen, Z., Xiong, J., Yang, S., Fu, S., and Ye, L. Failure mechanisms of laminated composites subjected to static indentation. *Composite structures*, (2006).
- [22] Choi, HY; Chang, K. A model for predicting damage in graphite-epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact. *J Compos Mat*; 26(14): 2134-2169, (1992).
- [23] Coutellier, D., Walrick, J.C., and Geoffroy, P. Presentation of a methodology for delamination detection within laminated structures. *Composites Science and Technology* 66, 6 (2006), 837–845.
- [24] David-West, O.S., Alexander, N.V., Nash, D.H., and Banks, W.M. Energy absorption and bending stiffness in CFRP laminates: The effect of 45° plies. *Thin-Walled Structures* 46, 7-9 (2008), 860–869.
- [25] Dilger, R., Hickethier, H., and Greenhalgh, M.D. Eurofighter a safe life aircraft in the age of damage tolerance. *International Journal of Fatigue* 31, 6 (2009), 1017–1023.
- [26] Fernando, D., Alan, H., Tom, C., et al. Composite BVID criterion Technical Report. 33, 2004, 1–18.
- [27] Freitas, M. De and Reis, L. Failure mechanisms on composite specimens subjected to compression after impact. *Composite Structures* 42, (1998), 365–373.
- [28] González, EV; Maimí, P; Camanho, PP; Turon, A; Mayugo, J. Simulation of drop-weight impact and compression after impact tests on composite laminates. *Compos Struct*;94:3364–78, (2012).
- [29] Goranson, U. Fatigue issues in aircraft maintenance and repairs. *International Journal of Fatigue* 20, 6 (1998), 413–431.

Etude bibliographique

- [30] Grytten, F., Børvik, T., Hopperstad, O.S., and Langseth, M. Quasi-static perforation of thin aluminium plates. *International Journal of Impact Engineering* 36, 3 (2009), 486–497.
- [31] Gupta, N.K., Iqbal, M. a., and Sekhon, G.S. Effect of projectile nose shape, impact velocity and target thickness on deformation behavior of aluminum plates. *International Journal of Solids and Structures* 44, 10 (2007), 3411–3439.
- [32] Hallett, S.R., Jiang, W.-G., Khan, B., and Wisnom, M.R. Modelling the interaction between matrix cracks and delamination damage in scaled quasi-isotropic specimens. *Composites Science and Technology* 68, 1 (2008), 80–89.
- [33] Hongkarnjanakul, N. Modélisation numérique pour la tolérance aux dommages d'impact sur stratifié composite - De l'impact à la résistance résiduelle en compression. 2013.
- [34] Hoo Fatt, M.S. and Sirivolu, D. A wave propagation model for the high velocity impact response of a composite sandwich panel. *International Journal of Impact Engineering* 37, 2 (2010), 117–130.
- [35] Hopperstad, O.S., Berstad, T., and Langseth, M. Perforation of 12 mm thick steel plates by 20 mm diameter projectiles with flat, hemispherical and conical noses Part II: numerical simulations. 27, (2002), 37–64.
- [36] Horton RE, M.J. *Damage Tolerance of Composites*. 1987.
- [37] Hou, J; Petrinic, N; Ruiz, C. A delamination criterion for laminated composites under low velocity impact. *Compos Sci Technol*, (2001), 61(14):2069–7.
- [38] Huchette, C. Sur la complémentarité des approches expérimentales et numériques pour la modélisation des mécanismes d'endommagement des composites stratifiés. 2005.
- [39] Hwang, S-F; Huang, S.-M. Postbuckling behavior of composite laminates with two delaminations under uniaxial compression. *Compos Struct*;68(2):157–65, (2005).
- [40] Iarve, E., Mollenhauer, D., and Gurvich, M. Discrete modeling of arbitrary matrix cracking and delaminations in laminated composites. *Proceedings of the 17th ICCM, Edinburgh ...*, (2009).
- [41] Iarve, EV; Gurvich, MR; Mollenhauer, DH; Rose, CA; Dávila, C. Mesh independent matrix cracking and delamination modeling in laminated composites. *Int. J. Numer. Meth. Engng*, (2011), 88:749–73.
- [42] Iqbal, M. a., Chakrabarti, a., Beniwal, S., and Gupta, N.K. 3D numerical simulations of sharp nosed projectile impact on ductile targets. *International Journal of Impact Engineering* 37, 2 (2010), 185–195.
- [43] Irisarri, F. Stratégies de calcul pour l'optimisation multiobjectif des structures composites. 2009.

Etude bibliographique

- [44] Israr, H. a., Rivallant, S., and Barrau, J.J. Experimental investigation on mean crushing stress characterization of carbon–epoxy plies under compressive crushing mode. *Composite Structures* 96, (2013), 357–364.
- [45] Israr, HA; Rivallant, S;Barrau, J. Modélisation par éléments finis de l'écrasement de stratifiés d'unidirectionnels carbone-époxy à faible vitesse. *18èmes Journées Nationales sur les Composites,Nantes*, (2013).
- [46] Khondker, OA;Leong, KH;Herszberg, I;Hamada, H. Impact and compression-after-impact performance of weft-knitted glass textile composites.pdf. *Composites Part A*, (2005).
- [47] Kolopp, A. Impact sur structures sandwiches pour application de blindage aéronautique. *Thesis*, 2012.
- [48] Lachaud, F. and Michel, C.E.L. Prévision de l'endommagement de composites stratifiés carbone-époxy sous chargement de type impact Impact damage of carbone-epoxy laminates. (2011), 1–10.
- [49] Lambert, M., Schkfer, F.K., and Geyer, T. Impact engineering impact damage on sandwich panels and multi-layer insulation. (2001).
- [50] Lammerant, L. Modelling of the interaction between matrix cracks and delaminations during impact of composite plates. *Composites Science and Technology* 56, 10 (1996), 1171–1178.
- [51] Langseth, M., Hopperstad, O.S., and Malo, K.A. Perforation of 12 mm thick steel plates by 20 mm diameter projectiles with flat , hemispherical and conical noses Part I: Experimental study. 27, (2002), 19–35.
- [52] Laurin, F. Approche multiéchelle des mécanismes de ruine progressive des matériaux stratifiés et analyse de la tenue de structures composites. 2005.
- [53] Liu, W; Butler, R; Mileham, AR; Green, A. Bilevel optimisation and postbuckling of highly strained composite stiffened panels. *AIAA J*;44(11):2562–70, (2006).
- [54] Lopes, C.S., Seresta, O., Coquet, Y., Gürdal, Z., Camanho, P.P., and Thuis, B. Low-velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part I: Experiments. *Composites Science and Technology* 69, 7-8 (2009), 926–936.
- [55] Maimí, P; Camanho, PP; Mayugo, JA; Dávila, C. A continuum damage model for composite laminates Part I Constitutive model. *Mech Mater*, (2007), 39(10):897–90.
- [56] Malhotra, A; Guild, F.J; Pavier, M. Edge impact to composite laminates- experiments and simulations. *Material Science*, (2008).
- [57] Mi, Y. and Crisfield, M. Progressive delamination using interface elements. *Journal of composite ...*, (1998).

Etude bibliographique

- [58] De Moura, MFSF; Goncalves, JPM; Marques, AT; De Castro, P. Modeling Compression Failure after Low Velocity Impact on Laminated Composites Using Interface Elements. *J Compo Mater*;31(15):1462–79, (1997).
- [59] Petit, S. Contribution à l'étude de l'influence d'une protection thermique sur la tolérance aux dommages des structures composites des lanceurs. 2005.
- [60] Petit, S; Bouvet, C; Bergerot, A; Barrau, J.-J. Impact and compression after impact experimental study of a composite laminate with a cork thermal shield. *Compos Sci Technol*;67(15-16): 3286- 3299, (2005).
- [61] Pinho, S.T., Robinson, P., and Iannucci, L. Fracture toughness of the tensile and compressive fibre failure modes in laminated composites. December 2005 (2005).
- [62] Rao, GVG; Mahajan, P; Bhatnagar, N. Micro-mechanical modeling of machining of FRP composites – Cutting force analysis. *Compos Sci Technol*;67(3-4):579–93, (2007).
- [63] Razi H, W.S. *Principle for achieving damage tolerant primary composite*. 1996.
- [64] Renault, M. *Compression après impact d'une plaque stratifiée carbone époxyde – Etude expérimentale et modélisation éléments fini associé*. 1994.
- [65] Rhead, A.T., Marchant, D., and Butler, R. Compressive strength of composite laminates following free edge impact. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 41, 9 (2010), 1056–1065.
- [66] Rhead, AT; Butler, R; Baker, N. Analysis and Compression Testing of Laminates Optimised for Damage Tolerance. *Appl Compos Mater*;18(1):85–100, (2010).
- [67] Rouchon, J. Fatigue and damage tolerance aspects for composite aircraft structures. *Proceedings of ICAF symposium, Delft*, (1995).
- [68] Schonberg, W., Schäfer, F., and Putzar, R. Hypervelocity impact response of honeycomb sandwich panels. *Acta Astronautica* 66, 3-4 (2010), 455–466.
- [69] Sebaey, T. Characterization and optimization of dispersed composite laminates for damage resistant aeronautical structures. 2012.
- [70] Shin, K.B., Lee, J.Y., and Cho, S.H. An experimental study of low-velocity impact responses of sandwich panels for Korean low floor bus. *Composite Structures* 84, 3 (2008), 228–240.
- [71] Sjoblom, PO; Hartness, JT; Cordell, T. On low-velocity impact testing of composite materials. *J Compos Mater*, (1988).
- [72] Soutis, C;Curtis, P. Prediction of the post-impact compressive strength of CFRP laminated composites.pdf. *Compos Sci Technol*;3538(96):677–84, (1996).

Etude bibliographique

- [73] Suemasu, H; Sasaki, W; Ishikawa, T; Aoki, Y. A numerical study on compressive behavior of composite plates with multiple circular delaminations considering delamination propagation. *Compos Sci Technol*;68(12):2562–7, (2008).
- [74] Sutcliffe, M.P.F., Monroy Aceves, C., Stronge, W.J., Choudhry, R.S., and Scott, a. E. Moderate speed impact damage to 2D-braided glass–carbon composites. *Composite Structures* 94, 5 (2012), 1781–1792.
- [75] Sutherland, L.S. and Soares, C.G. Impact behaviour of typical marine composite laminates. *Composites Part B: Engineering* 37, 2-3 (2006), 89–100.
- [76] Tai, N.H., Ma, C.C.M., Lin, J.M., and Wu, G.Y. Effects of thickness on the fatigue-behavior of quasi-isotropic carbon / epoxy composites before and after low energy impacts. 59, (1999), 1753–1762.
- [77] Teng, X. and Wierzbicki, T. Evaluation of six fracture models in high velocity perforation. *Engineering Fracture Mechanics* 73, 12 (2006), 1653–1678.
- [78] Tropis, A; Thomas, M; Bounie, JL; Lafon, P. Certification of the composite outer wing of the ATR72. *Journal of Aerospace Engineering, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G, Vol. 209, pp. 327- 39,, (1994).*
- [79] Venkatanarayanan, P.S. and Stanley, a. J. Intermediate velocity bullet impact response of laminated glass fiber reinforced hybrid (HEP) resin carbon nano composite. *Aerospace Science and Technology* 21, 1 (2012), 75–83.
- [80] Vogler, T. and S, K. On the axial propagation of kink bands in _ber composites] Part I experiments. *International Journal of Solids and Structures*, (1998), 446–463.
- [81] Williams, FW; Anderson, MS; Kennedy, D; Butler, R; Aston, G. *User manual for VICONOPT*. 1990.
- [82] Wisnom, M. Modelling discrete failures in composites with interface elements. *Compos Part A*, (2010), 41(7):795–805.
- [83] Wisnom, M. Advanced Composites Centre for Innovation and Science. *19th International Conference on Composite Materials, Montreal, Canada*, (2013).
- [84] Woodward MR, S.R. *Damage Tolerance*. 2001.
- [85] Yan, H; Oskay, C; Krishnan, A; Xu, L. Compression-after-impact response of woven fiberreinforced composites. *Compos Sci Technol*;70(14):2128–36, (2010).
- [86] Zhou, G. Compressive behaviour of large undamaged and damaged thick laminated panels. *Composites Structure, Vol. 38, pp. 589-97*, (1997).
- [87] AITM1-0010. Airbus Test Method Determination of Compression Strength after Impact.

Etude bibliographique

[88] ASTM D7136D7136M. Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event. .

[89] *IGC essai de compression composites*. 1992.

[90] SACMA Recommended Method SRM 2R-94, Compression After Impact Properties of Oriented Fiber-Resin Composites. 1994.

[91] Boeing Specification Support Standard BSS 7260, Advanced Composite Compression Tests. 1998.

[92] ASTM D7137D7137M. Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates. 2005.

CHAPITRE II

Impact sur chant – étude expérimentale et numérique

Ce chapitre présente les méthodes et résultats d'une campagne d'essais expérimentaux et numériques d'impact sur chant de stratifiés composites réalisés afin d'établir le scénario d'endommagement d'impact.

Dans un premier temps, des essais expérimentaux d'impact sur chant à 10, 20 et 35 J ont été réalisés sur des échantillons présentant différents drapages. Puis, des essais quasi-statiques ont été menés afin de compléter la compréhension des phénomènes d'endommagement et en particulier le comportement de crushing identifié lors des impacts dynamiques. Des coupes microscopiques, des radiographies aux rayons X et des analyses à la loupe binoculaire ont ensuite été effectuées afin de visualiser et de déterminer le scénario d'endommagement.

Dans un second temps, les résultats des essais quasi-statiques et dynamiques sont comparés et discutés afin d'établir l'influence du drapage et de l'énergie d'impact sur les dommages d'impact.

Ensuite, une approche analytique du scénario d'endommagement d'impact et d'indentation sur chant est proposée afin d'approfondir la compréhension des phénomènes d'endommagement et d'expliquer en particulier la différence entre les effets quasi-statiques et dynamiques.

Enfin, nous exposerons les principales modifications apportées au modèle numérique du laboratoire basé sur l'approche analytique. En particulier, nous étudierons la problématique de frottement entre l'impacteur et l'échantillon, puis nous présenterons la modification de la loi de rupture de fibre en compression permettant de restituer l'effet de crushing exposé dans l'étude du scénario d'endommagement. Une étude expérimentale et numérique d'indentation sur UD ouvrira la voie à l'application de ces résultats à l'essai d'impact sur chant de stratifié et une comparaison essai-modèle d'impact sur chant de stratifié clôturera ce chapitre ; l'objectif étant de tester d'un point de vue qualitatif et quantitatif la loi de comportement proposée sur l'essai d'impact sur chant.

1. Matériaux et méthodes

1.1. Définition des échantillons

Une éprouvette type a été définie afin de réaliser des essais préliminaires de compréhension du phénomène. Elle se veut représentative des besoins actuels définis précédemment. Le matériau unidirectionnel (UD) pré-imprégné carbone T700/M21 qui a été retenu est classiquement utilisé par les avionneurs. Ce matériau a l'avantage d'être bien connu [6,18,19] (Figure 1).

Propriétés UD carbone/époxy T700/M21		
e_p	<i>Epaisseur du pli</i>	0,25 mm
E_l	<i>Module d'Young direction fibre en Traction</i>	135 GPa
E_c	<i>Module d'Young direction fibre en Compression</i>	110 GPa
E_t	<i>Module d'Young sens transverse</i>	8,5 GPa
G_{lt}	<i>Module de cisaillement</i>	4,2 GPa
ν_{lt}	<i>Coefficient de poisson</i>	0,33
Admissibles		
X_T	<i>Contrainte de Traction sens long</i>	2210 MPa
X_c	<i>Contrainte de Compression sens long</i>	-1280 MPa
Y_T	<i>Contrainte de Traction sens transverse</i>	75 MPa
Y_c	<i>Contrainte de Compression sens transverse</i>	-250 MPa
S	<i>Contrainte de cisaillement</i>	72 MPa

Figure 1 : Propriétés mécaniques du T700/M21

Un tissu carbone / époxy M21/46280 fut également utilisé (Figure 2) :

Propriétés Tissu carbone/époxy M21/46280		
e_p	<i>Epaisseur du pli</i>	0,3 mm
E_l	<i>Module d'Young direction fibre en Traction</i>	63,3 GPa
E_c	<i>Module d'Young direction fibre en Compression</i>	- GPa
E_t	<i>Module d'Young sens transverse</i>	63,3 GPa
G_{lt}	<i>Module de cisaillement</i>	5,1 GPa
ν_{lt}	<i>Coefficient de poisson</i>	0,04
Admissibles		
X_T	<i>Contrainte de Traction sens long</i>	690 MPa
X_c	<i>Contrainte de Compression sens long</i>	-676 MPa
Y_T	<i>Contrainte de Traction sens transverse</i>	690 MPa
Y_c	<i>Contrainte de Compression sens transverse</i>	-616 MPa
S	<i>Contrainte de cisaillement</i>	120 MPa

Figure 2 : Propriétés mécaniques du M21/40%/46280

Quatre drapages ont été définis (Figure 3) :

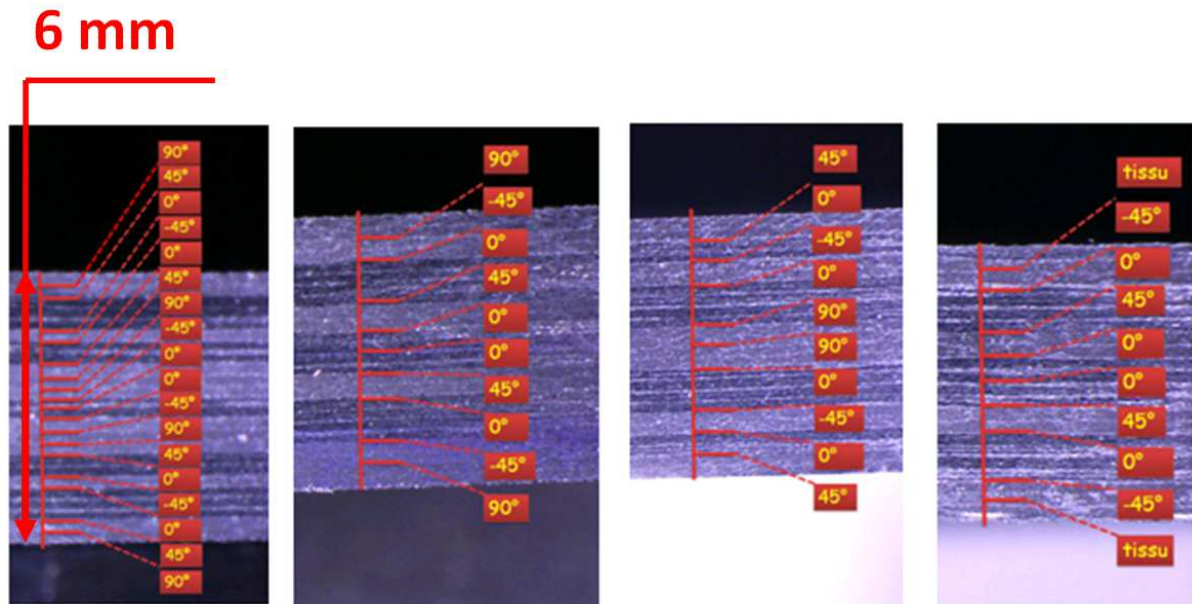


Figure 3 : Visualisation du chant des quatre cas de drapage (de gauche à droite cas N°1, 2, 3 et 4)

Cas 1 : $[90, 45, 0_3, -45, 0_2, 45, 90, -45, 0]_s$, soit une épaisseur de 6 mm pour 24 plis.

Cas 2 : $[90_2, -45_2, 0_4, 45_2, 0_2]_s$, soit une épaisseur de 6 mm pour 24 plis.

Cas 3 : $[45_2, 0_2, -45_2, 0_4, 90_2]_s$, soit une épaisseur de 6 mm pour 24 plis.

Cas 4 : $[Tissu\ 0/90, -45_2, 0_4, 45_2, 0_2]_s$, soit une épaisseur de 5.6 mm pour 22 plis.

Les épaisseurs sont compatibles avec les moyens d'essai du laboratoire et rentrent dans la plage des épaisseurs utilisées industriellement. Ces drapages ont la particularité d'être fortement orientés : 50 % des plis à 0° , ce qui correspond aux drapages industriels dans des problématiques de type raidisseur. Le cas 1 est représentatif d'un drapage industriel aéronautique (symétrique, bien battu, pas de delta à l'interface supérieur à 45° , pli à 90° à l'extérieur afin de limiter l'endommagement des plis à 0° en cas de coups sur les flancs). Le cas 2 a l'avantage de limiter le nombre d'interfaces de plis d'orientations différentes, ce qui présentera un grand intérêt lors de la modélisation, et permettra de mettre au point le modèle numérique. Le cas 3 suit la même philosophie et présente une meilleure tenue au flambage grâce aux plis à $\pm 45^\circ$ à l'extérieur. Le cas 4 quant à lui, représente le cas 2 auquel les plis extérieurs à 90° sont substitués par des tissus plus fins dans le but, ou du moins nous l'espérons, de contenir les dommages. Ce dernier cas permettra d'étudier l'influence du tissu sur la tenue résiduelle.

Enfin les dimensions de l'éprouvette sont représentatives d'une structure de type caisson de voilure : longueur 150 mm, hauteur 60 mm dont 30 mm hors des conditions aux limites.

La hauteur a été choisie en particulier pour les besoins de l'essai d'impact. En effet, l'échantillon sera encasté sur la moitié de sa hauteur, il restera alors 30 mm de hauteur libre soumise à l'impact. Ce choix a permis d'éviter une fabrication couteuse de raidisseur et reste cohérent pour l'étude de l'endommagement qui ne se propage pas jusqu'à la zone encastée pour la gamme d'énergie testée.

1.2. Détermination de la contrainte critique de flambage sous ABAQUS

L'objectif de cette étude est d'étudier le flambage des cas de drapages des échantillons définis précédemment. Le comportement en flambage et en post-flambage est fondamental pour les structures composites. La valeur de la charge à laquelle le flambage apparaît et les déformations qui en résultent sont critiques pour la structure et dépendent grandement du drapage. De plus il est primordial que le flambage global ne vienne pas perturber l'étude de compression. Le but étant de dimensionner un échantillon sain (non endommagé) qui rompt en compression pure et dont le flux critique de flambage se situe en dehors de la rupture en compression pure.

Le flambage local de peau est identifié en analysant les déformations en membrane et en flexion de la zone centrale de la peau (Figure 4).

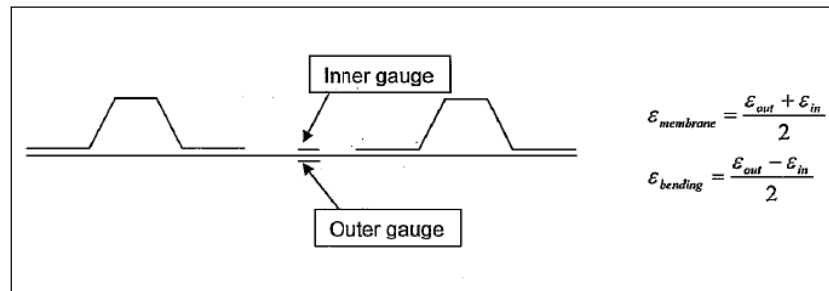


Figure 4 : Détermination des déformations en membrane et en flexion de la peau [17]

Le flambage est visible, dans le comportement global de la structure, lorsqu'une non-linéarité apparaît dans la courbe effort-déplacement (Figure 5) et la courbe effort-déformation (Figure 6):

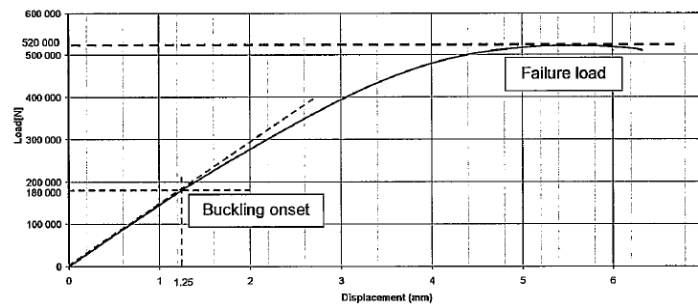


Figure 5 : Courbe effort / déplacement - détermination du flambage de peau dans le comportement global [17]

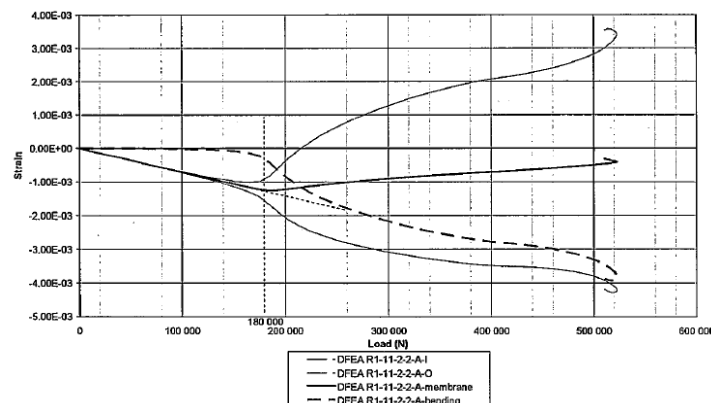


Figure 6 : Courbe effort / déformation - détermination du flambage de peau [17]

Impact sur chant – étude expérimentale et numérique

Nous avons donc étudié notre échantillon de surface 150 mm x 60 mm (30 mm laissés libres et correspondant à la hauteur libre d'un raidisseur) avec les conditions aux limites suivantes : totalement encastré à une extrémité (RP-appui), libre sur un axe de translation à l'extrémité opposé (dans le sens de la compression, RP-deplacement), une liaison glissière sur un bord et le bord opposé libre (Figure 7).

Nous appliquons les drapages définis précédemment composés de bandes d'unidirectionnel de T700-M21.

Des sets de nœuds et des points de référence ont été créés afin de faciliter le pilotage des conditions aux limites (par contrainte de couplage cinématique). L'étude consiste en l'extraction des valeurs propres des cinq premiers modes.

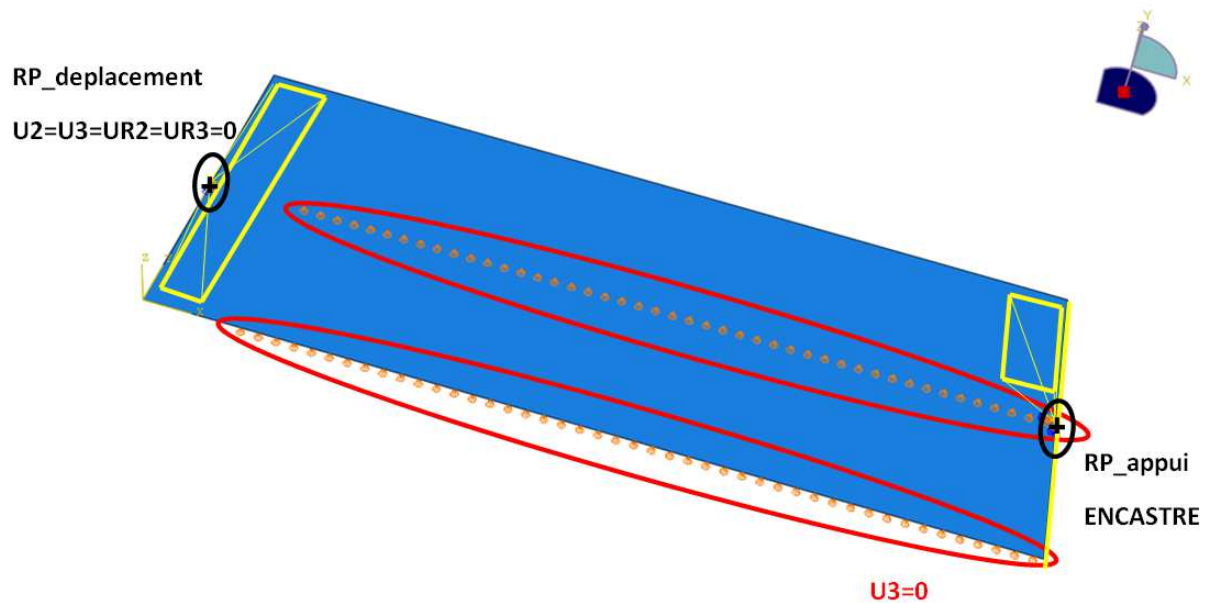


Figure 7 : Conditions aux limites de l'échantillon de l'étude en post flambage

La plaque est maillée avec des éléments coque, de type shell S4, avec une maille de 1.5 mm de côté. Les conditions aux limites sont représentatives du futur essai de compression après impact (Chapitre III). Un effort concentré est appliqué en un nœud maitre qui pilote un set de nœuds par couplage cinématique.

Le flux critique de flambage est déterminé : flux critique de flambage = mode propre x flux appliqué. L'effort a été volontairement imposé à 1000N (afin de déterminer plus aisément le flux critique de flambage).

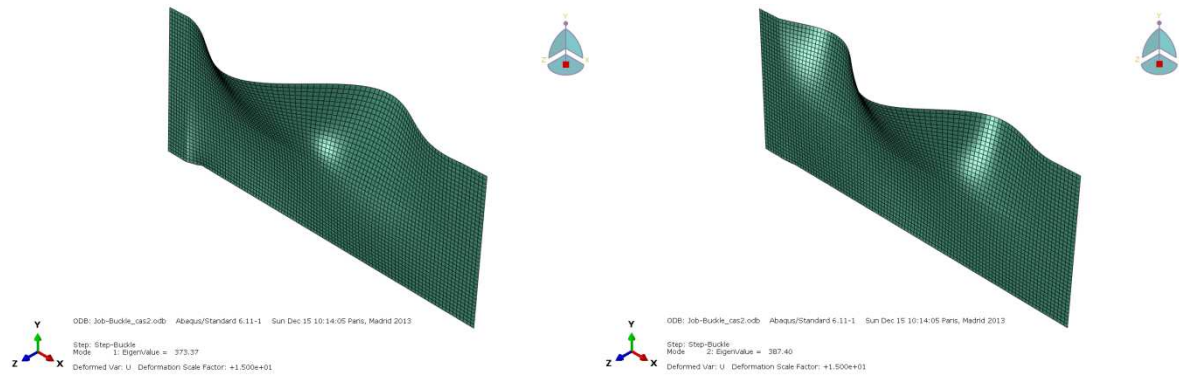


Figure 8 : Etude des modes propres ; 2 premiers modes de flambage du cas 2

Un step « Buckle » est défini avec la demande de 5 modes propres. Les résultats obtenus (Figure 8) permettent de calculer les flux critiques de flambage pour chaque valeur propre (le flux appliqué égal à 16.7 N/mm correspondant à un effort concentré de 1000N sur la largeur de 60 mm). Les flux critiques de flambage obtenus sont présentés Figure 9.

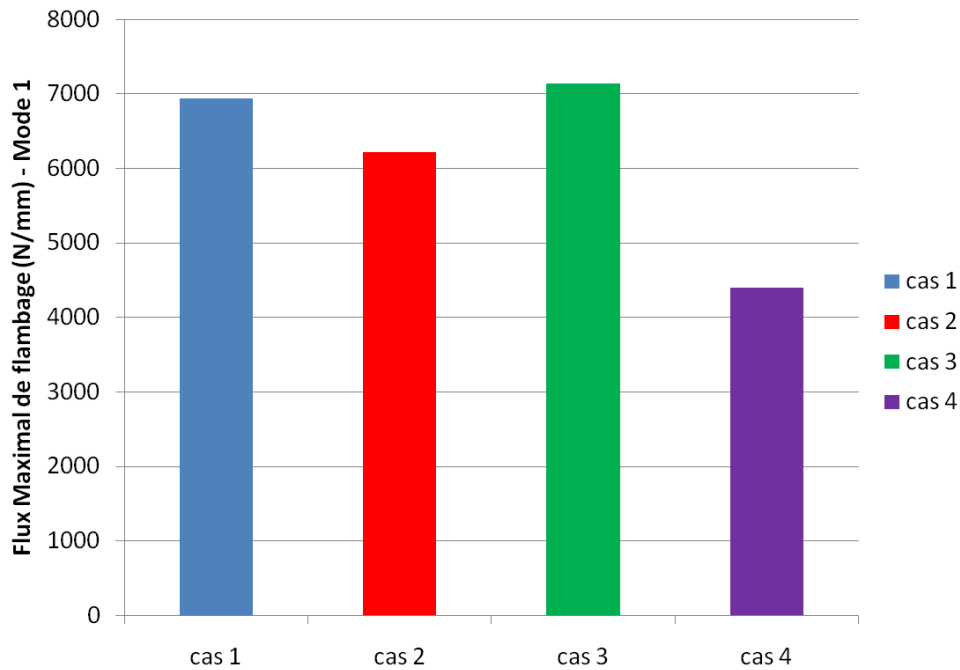


Figure 9 : Modèle 2- Résultats de l'étude des modes propres

Ainsi, cette étude a permis de définir, dans le cas 2 le plus défavorable (Figure 9) des éprouvettes constituées d'UD purs, un premier mode de flambage pour un flux critique de 6223 N/mm et donc un effort critique de flambage de 373 kN. La théorie classique des stratifiés prévoit une rupture théorique de l'échantillon pour un flux de compression de 4550 N/mm, soit 273 kN. En conclusion, l'échantillon sain sera dégradé avant flambage. Il est à noter que le premier mode de flambage du cas 4 apparaît théoriquement pour un flux équivalent à celui de la rupture de l'échantillon. L'essai de compression sur les échantillons sains devra confirmer cette conclusion.

1.3. Fabrication des plaques

Les travaux de cette thèse requièrent la fabrication des échantillons nécessaires aux essais. Des plaques de 348 x 548 mm² ont été réalisées (une plaque par cas de drapage). Ces plaques seront par la suite débitées en échantillon de 150 x 60 mm² comme défini précédemment.

Tout d'abord le moule a dû être préparé (Figure 10.a). Il se compose d'une plaque de fond et de quatre cadres (Figure 10). Le moule a une surface de 350 x 550 mm² dans le cadre. Entre les cadres et la plaque inférieure, un film antiadhésif (Téfloné) et un tissu d'arrachage ont été placés. Ils ont été correctement positionnés, puis fixés par pression du cadre sur la plaque avec des vis. Le rouleau de pré-imprégné a ensuite été découpé grâce à des gabarits réalisés à cet effet (Figure 10.b). Une fois les couches découpées, elles ont été empilées conformément à la séquence de drapage dans le moule (Figure 10.c). Au sommet du dernier pli, un tissu d'arrachage et un film antiadhésif ont été placés entre cette dernière et le contre-moule (Figure 10.d).

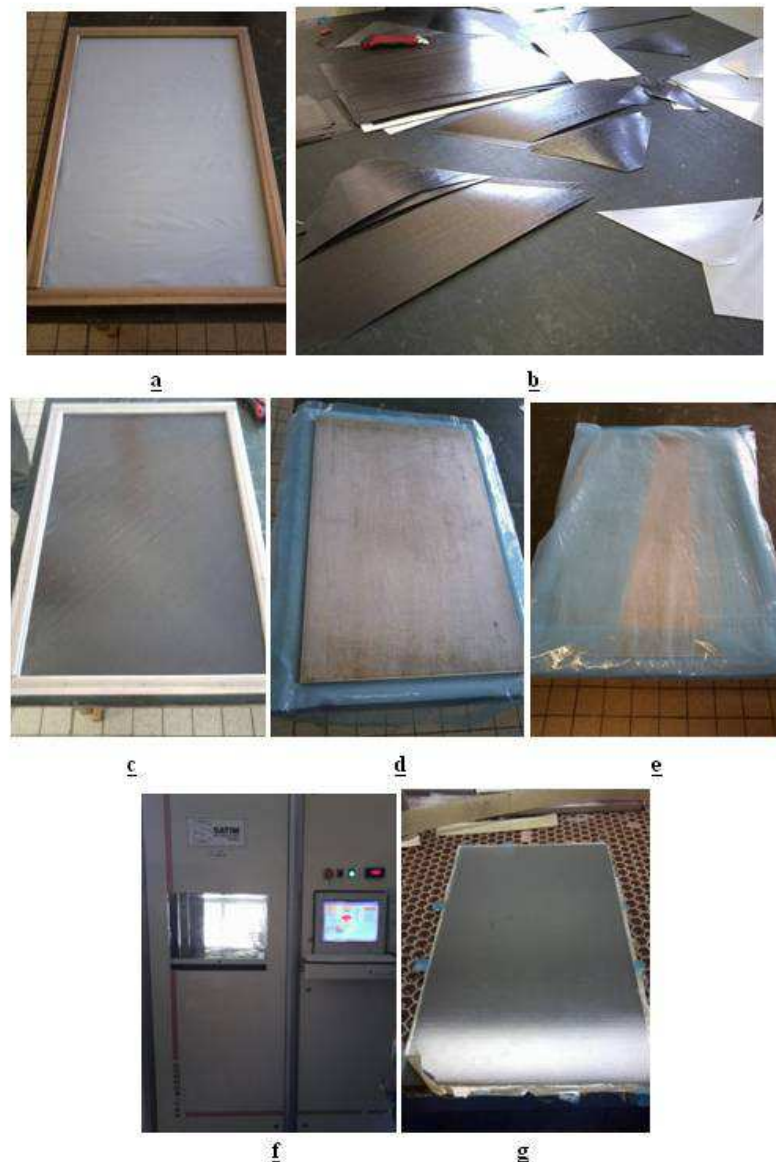


Figure 10 : Fabrication d'une plaque de surface 350 x 550 mm² : a) préparation du moule, b) découpe des pré-imprégnés, c) empilement, d) compactage, e) emballage, f) cuisson et g) démoulage

Enfin, l'ensemble a été emballé afin de protéger la presse de tout déversement de résine (Figure 10.e). La cuisson est réalisée sous presse à l'ISAE (Figure 10.f). Une pression mécanique constante et un cycle thermique défini par le fabricant de l'UD ont été appliqués sur la structure (Figure 11 et Figure 12).

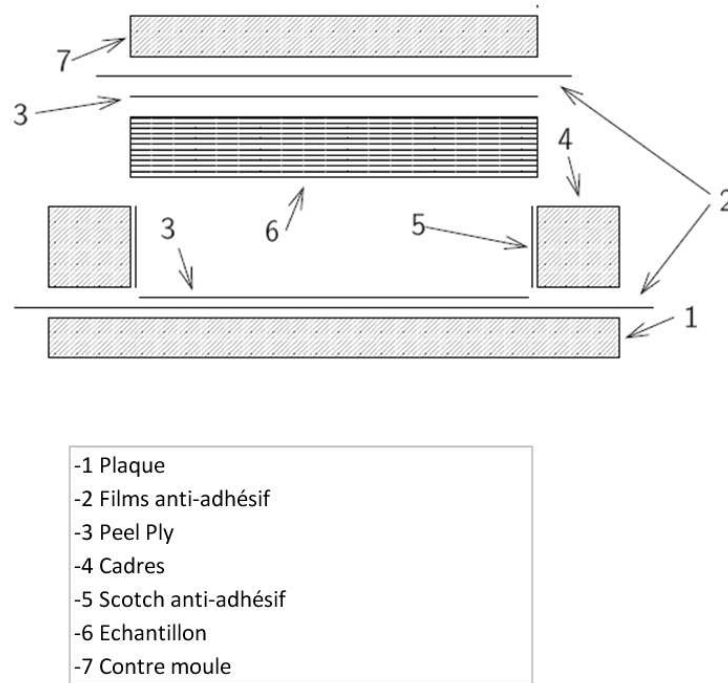


Figure 11 : Définition de l'outillage de drapage

Après démoulage de la plaque (Figure 14.g) les échantillons sont découpés à la taille requise de 150 x 60 mm² afin d'être montés dans les outillages d'impact et de compression après impact.

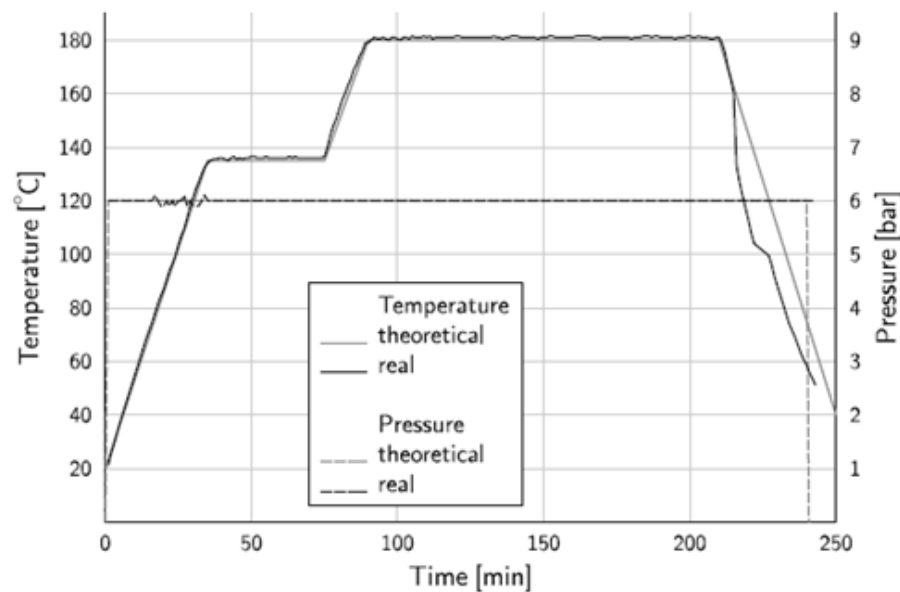
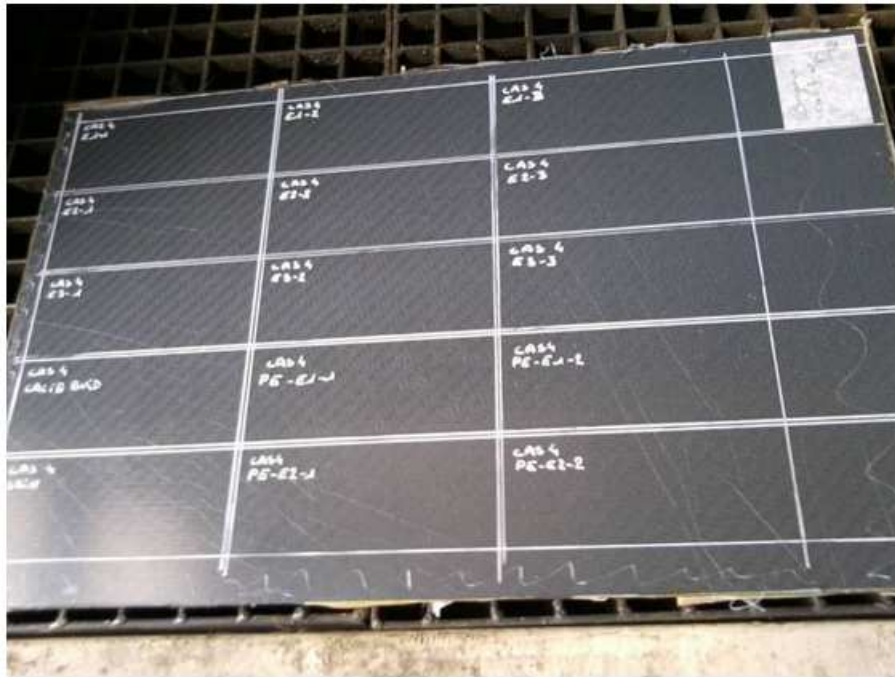


Figure 12 : Cycle de cuisson du T700/M21

Impact sur chant – étude expérimentale et numérique

Les tests effectués dans cette thèse ne sont évidemment pas normalisés au vu de l'absence de norme pour ce type d'essai. Les plaques ayant une taille initiale de $350 \times 550 \text{ mm}^2$, 15 échantillons avec la taille requise peuvent être découpés dans une seule plaque (Figure 13).



(a)



(b)

Figure 13 : Tracé (a) et découpe (b) des échantillons à l'ISAE

L'usinage a eu lieu dans les installations de l'ISAE, où le matériel nécessaire est disponible, et ainsi obtenir un parallélisme des bords d'environ 0,01 mm. Elles sont usinées directement aux dimensions avec un disque diamanté. On imagine aisément que les tests d'impact sur champ puis de CAI seront très sensibles aux imperfections géométriques des bords (en particulier le flambage pourrait intervenir plus tôt que prévu lors de la CAI).

1.4. C-scan et vérification des échantillons

Une vérification des échantillons, après découpe mais avant impact, a été réalisée. Le contrôle par ultrasons (Figure 14) est un procédé de contrôle non destructif qui consiste à engendrer une impulsion ultrasonore dans le matériau et à observer les échos éventuels réfléchis par les discontinuités rencontrées.

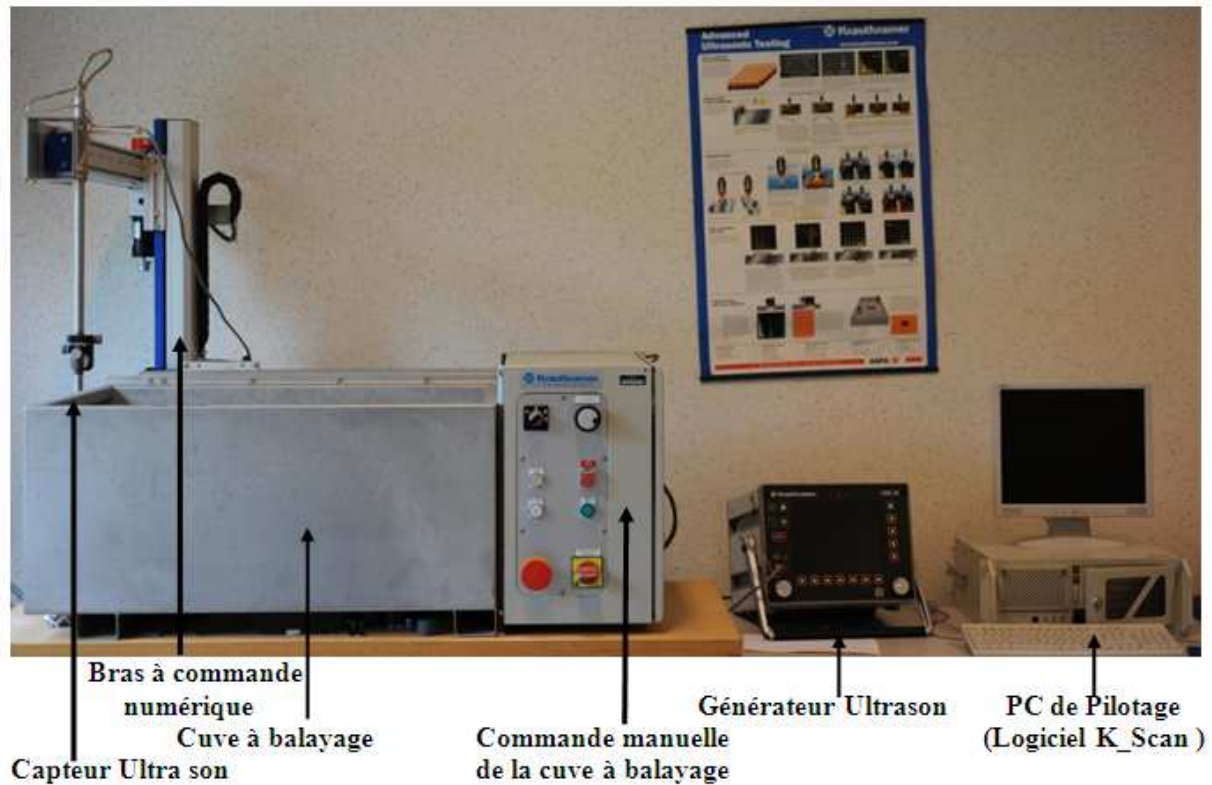


Figure 14 : Installation C-scan

La méthode par réflexion (ou échographie) a été utilisée. Elle utilise un seul palpeur émetteur-récepteur. En présence d'un défaut, on visualise l'apparition d'un écho de défaut et les variations de l'amplitude de l'écho de fond. Un Réglage préalable est nécessaire à l'utilisation de la méthode sur l'échantillon. Un palpeur de fréquence 3,5 MHz avec correction de gain (TCG) a été utilisé.

L'amplitude du signal correspond à l'atténuation ou non du signal : s'il n'y a pas d'atténuation la cartographie est homogène par rapport à l'épaisseur sur toute la surface de l'échantillon. Quant au fichier en profondeur il permet de déterminer la position hors plan du défaut.

Il n'apparaît aucun délaminage sur les échantillons sains (Figure 15), ce qui valide le processus de fabrication.

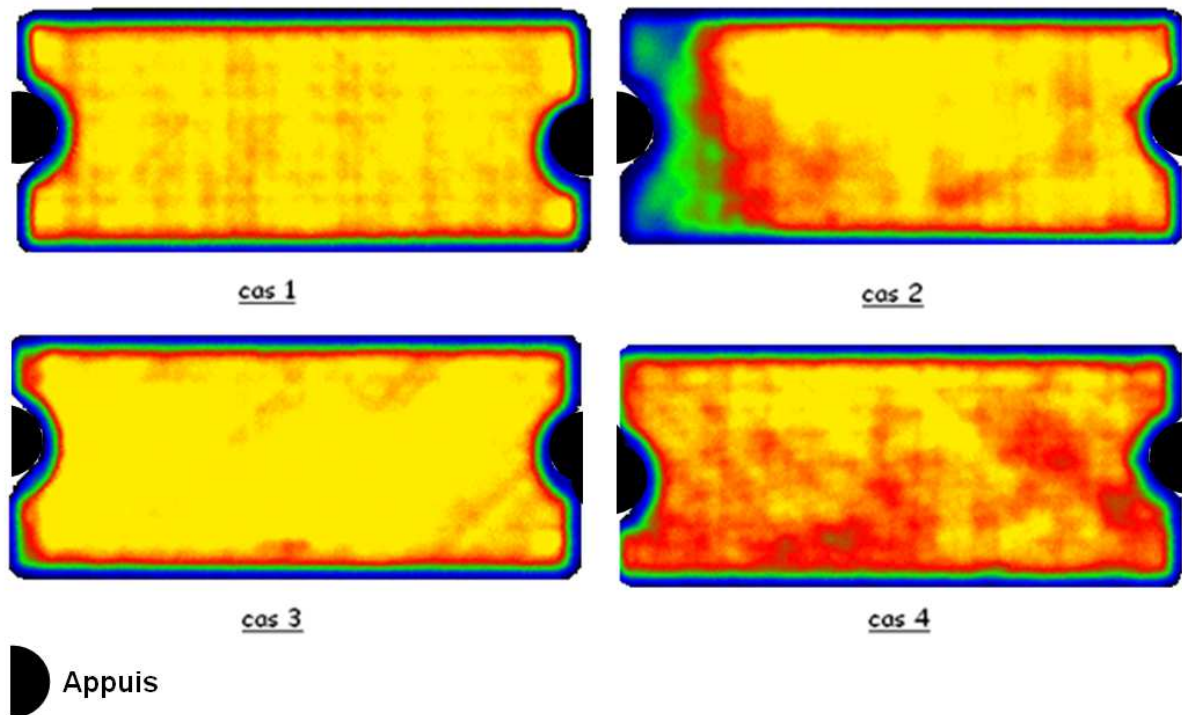


Figure 15 : Résultats C-scan pour chaque cas de drapage

On notera toutefois sur les résultats obtenus, la présence d'une zone dite « d'effets de bords » sur la périphérie de chaque échantillon. Il s'agit d'une zone où l'on ne peut pas détecter de délaminage (Figure 16). Ce problème est inhérent à la technologie employée. Ceci posera un souci, principalement lors du contrôle des éprouvettes impactées à faible énergie (type BVID). Un contrôle par rayons-X a donc été réalisé.

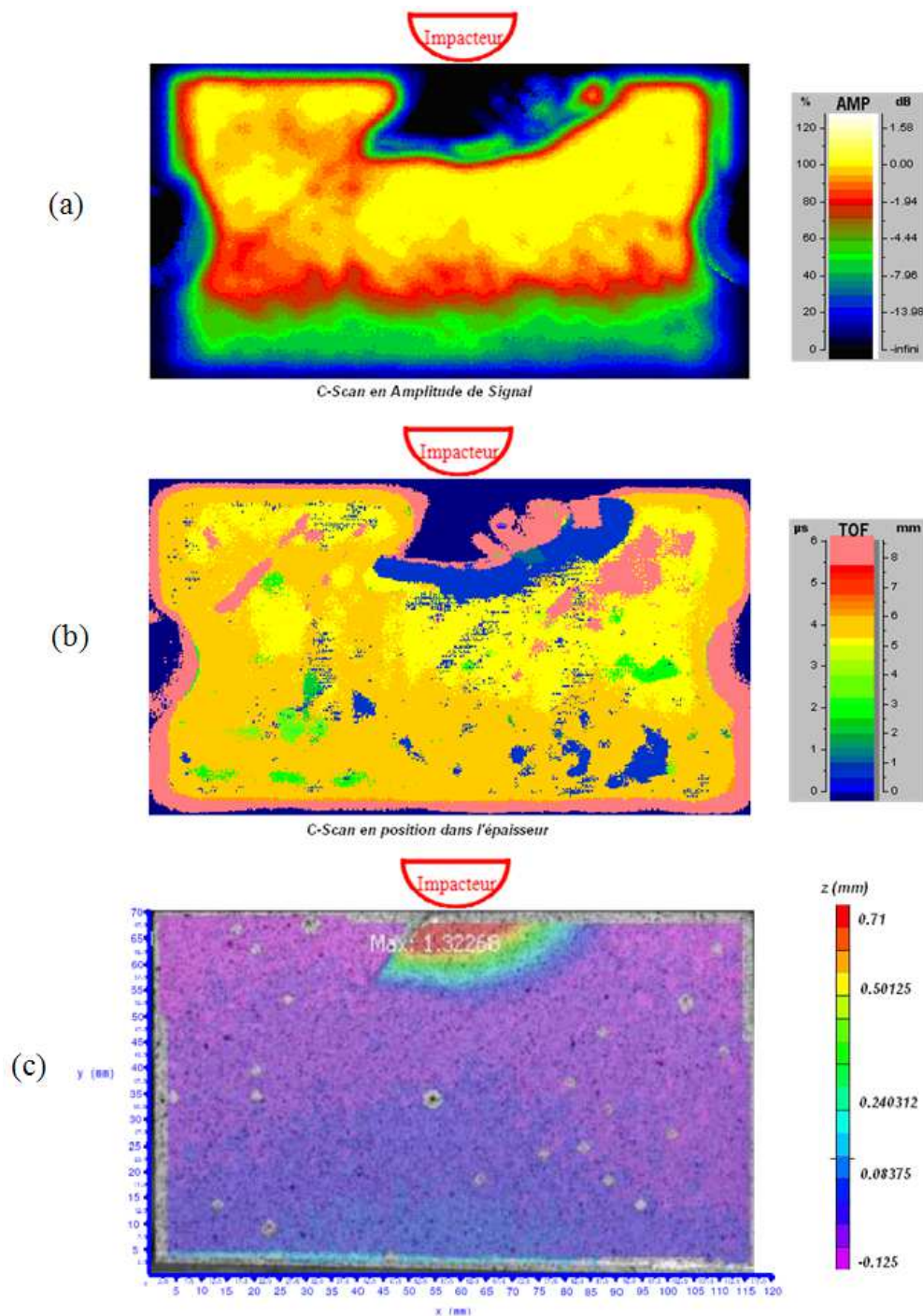


Figure 16 : C-scan typique obtenu après impact (20J) : en amplitude (a), en distance (b) et déplacement hors plan obtenu par corrélation d'images (c)

On note une nette amélioration dans l'interprétation des résultats avec l'analyse par radiographie X (Figure 17). Les surfaces délaminées se détachent clairement et seules les positions des interfaces endommagées ne sont pas déterminées.

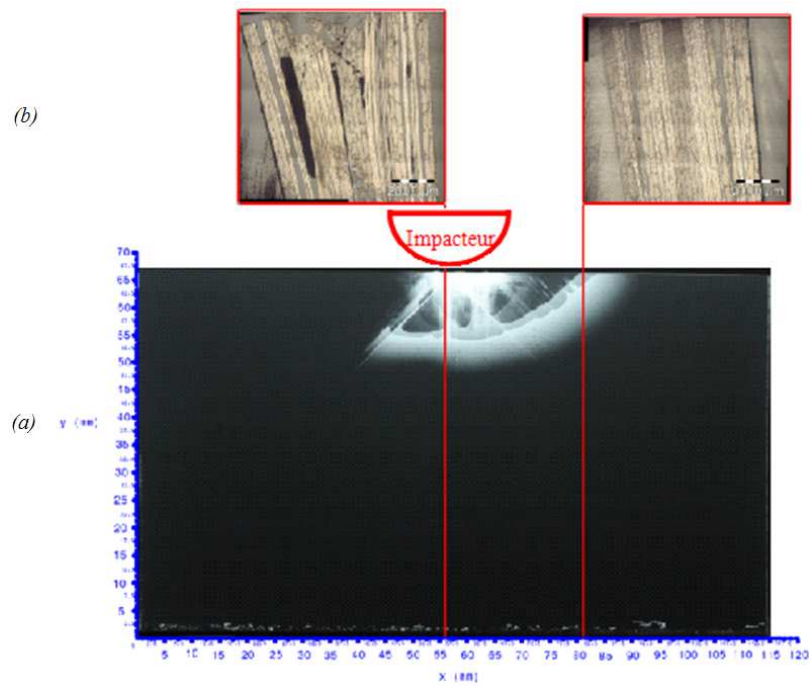


Figure 17 : Radiographie X après impact à 20J (a) et micrographies correspondantes (b)

Nous avons ensuite complété ces contrôles par la microscopie afin d'obtenir la position des délaminages et des endommagements (Figure 18). Enfin, l'indentation permanente sur le chant, la hauteur du rebond, l'épaisseur de l'échantillon, la longueur de fissure le long du chant ainsi que la topographie du flanc par corrélation d'images ont également été réalisées afin de compléter l'étude de la « physionomie » du dommage et ainsi permettre de lancer la campagne d'essais.

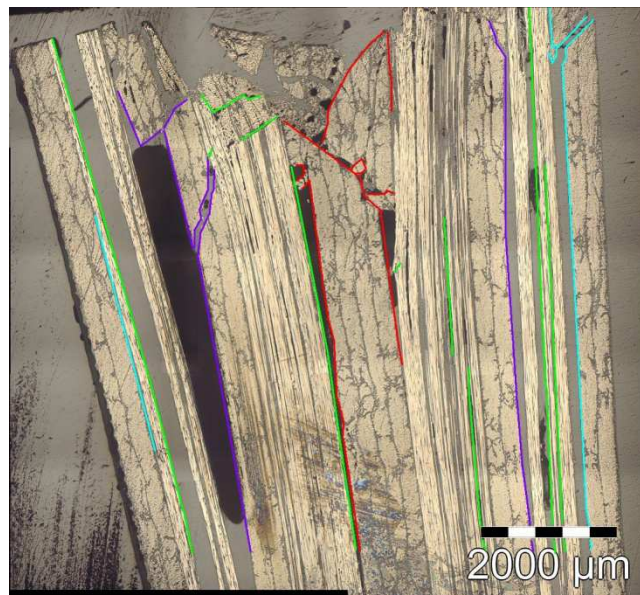


Figure 18 : Etude des interfaces délaminées par microscopie (impact 20J)

L'étude micrographique a apporté un nouvel élément. En effet, le phénomène de bande de pliage (ou kink-band) a été observé (Figure 19). Ces observations montrent qu'il n'y a pas réellement de sens privilégié dans l'orientation des bandes de pliage.

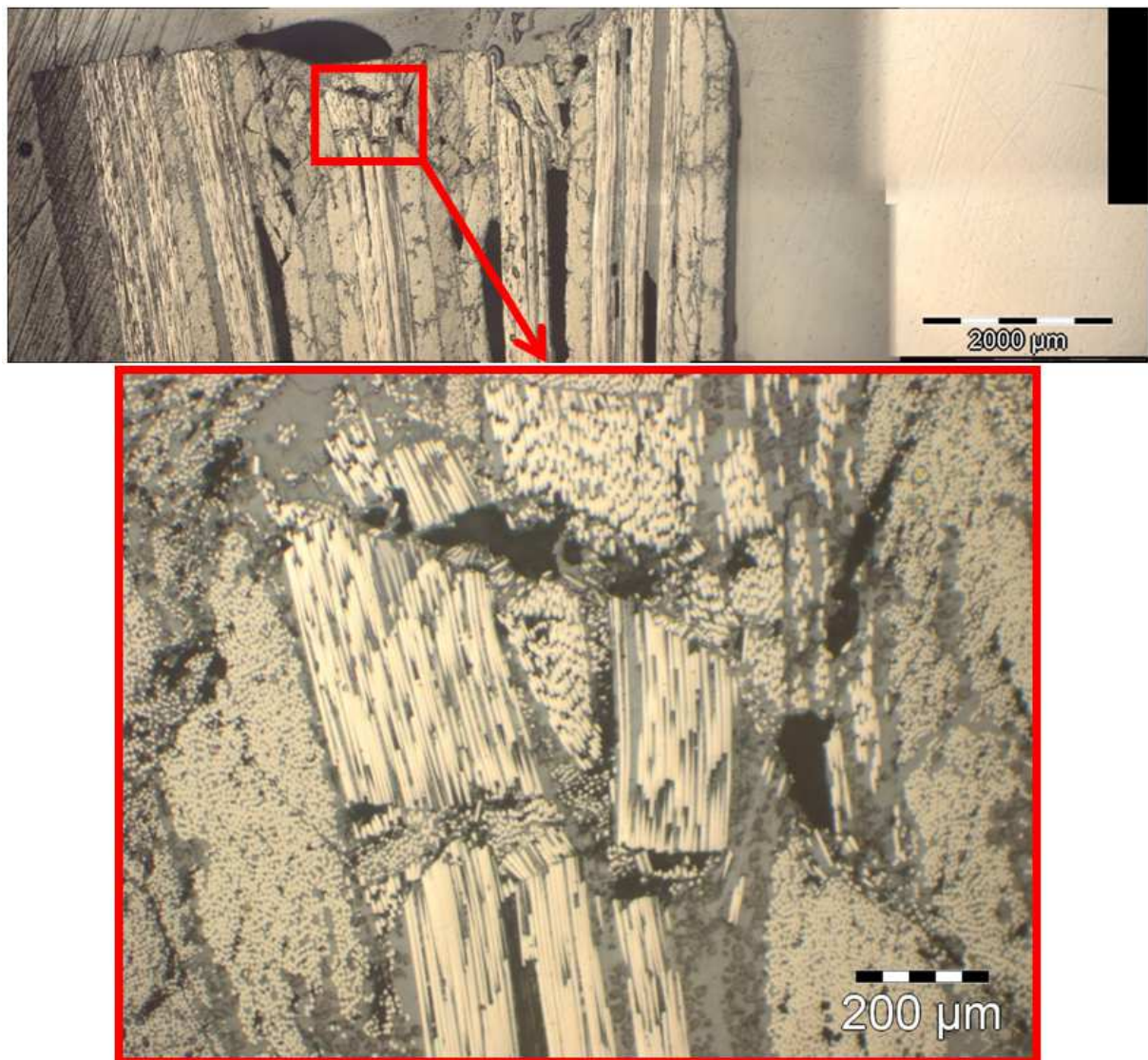


Figure 19 : Phénomène de bande de pliage sous l'impacteur (impact 10J)

Ce type de morphologie d'endommagement est typique de l'endommagement en compression des UD [13].

1.5. Essais d'impact-Tour de chute

Les essais d'impact sont réalisés sur un dispositif d'impact à basse vitesse à l'aide d'un poids tombant sur les 4 cas de drapage définis précédemment (Figure 20).

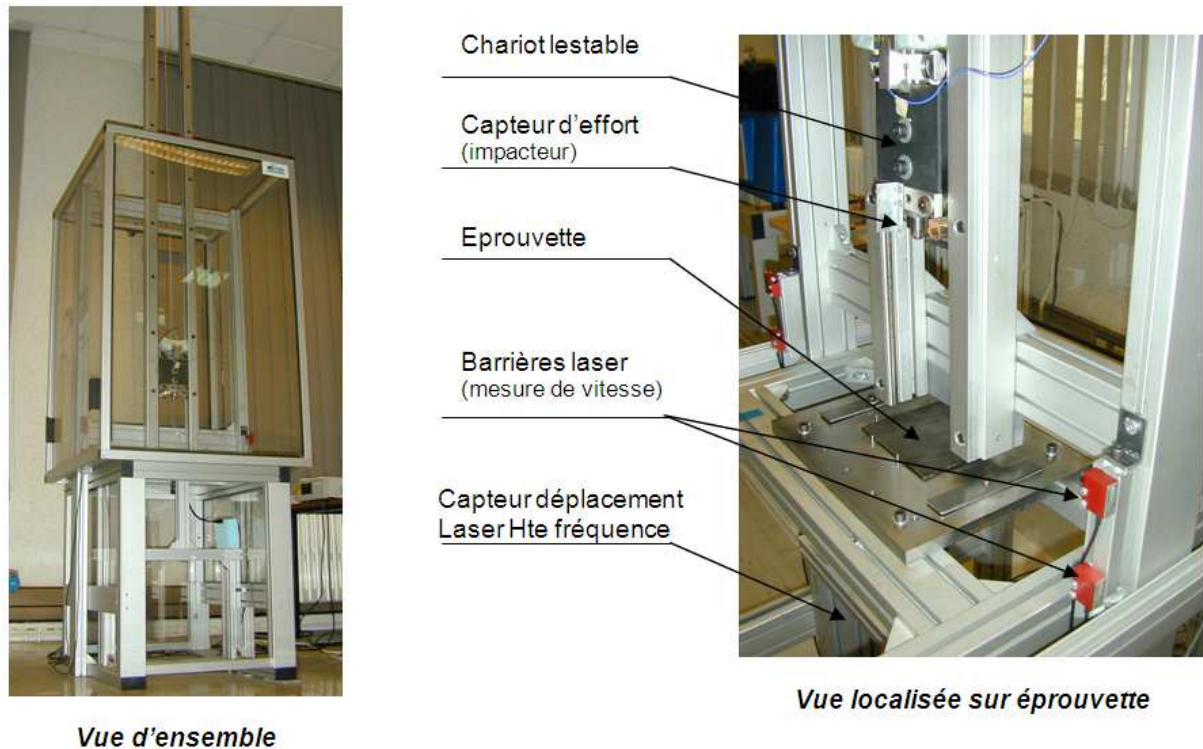


Figure 20 : Tour de chute d'impact sur chant

Tous les essais ont été réalisés avec le même impacteur hémisphérique de diamètre 16 mm, de masse 2.368 kg, l'échantillon étant bridé dans un outillage spécialement conçu pour l'essai d'impact sur chant (Figure 21). Il permet l'endommagement de l'échantillon (type raidisseur) de façon simple et cohérente par rapport aux types de dommage observés industriellement sur des raidisseurs.

L'outillage d'impact sur chant ainsi conçu est composé d'un support en acier et d'une cale (Figure 21) permettant une mise en pression homogène et un verrouillage de l'échantillon. Ce montage se rapproche d'une liaison encastrement (30 mm de hauteur d'échantillon encastré pour 30 mm de bord libre soumis à l'impact).

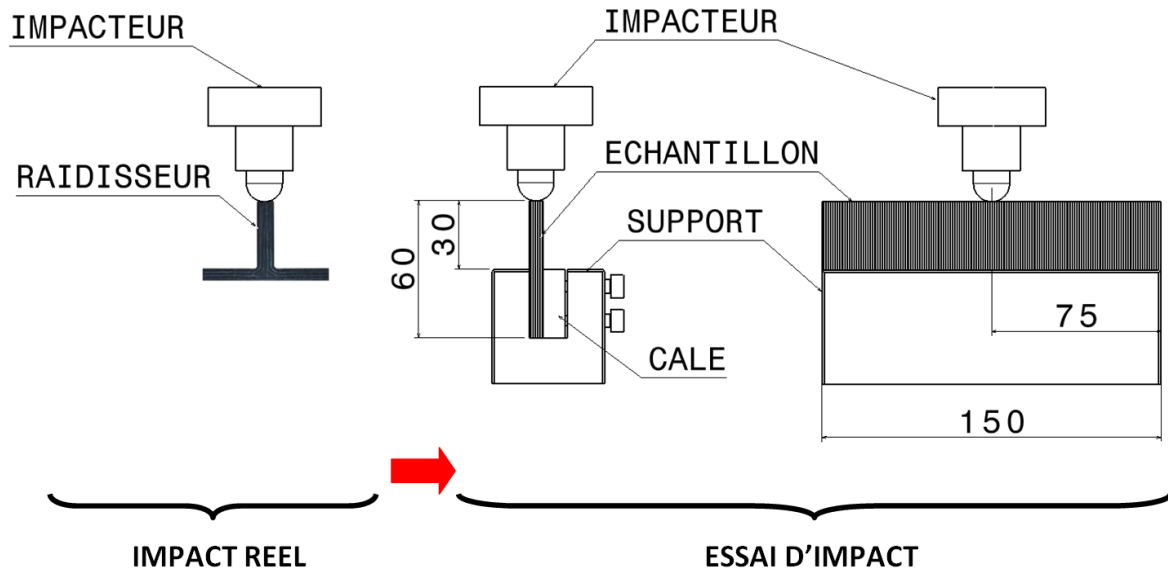


Figure 21 : Principe de l'outillage d'impact sur chant

La machine de choc instrumentée utilisée permet la chute d'une hauteur variable d'un impacteur de forme déterminé, solidaire d'un chariot lesté guidé par deux rails. Etant donnée la faible épaisseur de l'éprouvette, le jeu de la tour de chute utilisée ne dépasse pas 1 mm. L'acquisition des paramètres liés à l'endommagement de l'éprouvette sont : la vitesse initiale, l'effort d'impact et le déplacement hors plan de l'éprouvette.

D'ordinaire, le capteur étant situé entre la masse et la tête d'impacteur, la force d'impact réelle n'est pas celle mesurée par le capteur d'effort mais elle est modulée par la masse de la tête d'impacteur selon la formule [Eq.1] [1] :

$$F_{réelle} = \frac{m_{impacteur}}{m_{impacteur} - m_{tête_impacteur}} \cdot F_{mesurée} \quad [Eq.1]$$

Le déplacement est obtenu par une double intégration de l'accélération, elle-même obtenue à partir de l'effort [15]. La courbe effort-déplacement permet de donner une première indication sur le comportement de l'éprouvette lors de l'essai d'impact (Figure 22).

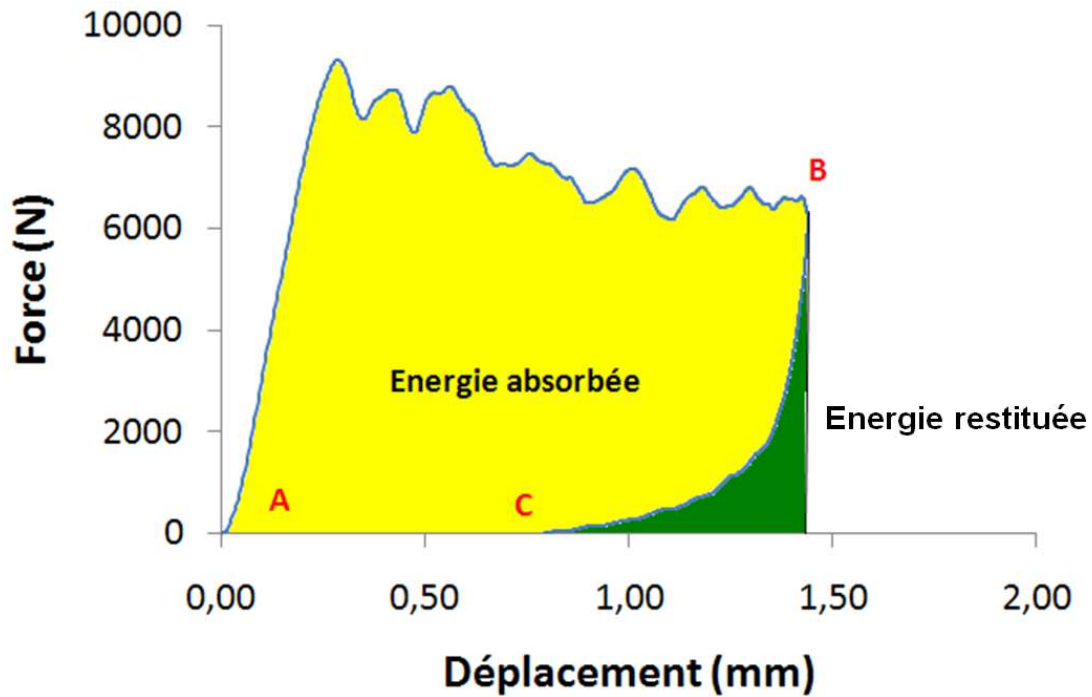


Figure 22 : Courbe effort / déplacement durant l'essai d'impact

L'énergie cinétique d'impact représente l'aire sous la courbe de l'effort en phase ascendante (Figure 22_A-B). L'aire sous la courbe d'effort en phase descendante (Figure 22_B-C) représente l'énergie restituée. L'énergie absorbée est donc la différence entre ces deux énergies. En d'autres termes, il s'agit de l'aire de la courbe effort/déplacement.

1.6. Essais d'indentation-Machine de traction-compression

En parallèle des essais d'impact (dynamique), une campagne d'essais d'indentation quasi-statique a été réalisée afin de comparer les essais statiques et dynamiques. L'intérêt majeur réside dans la maîtrise du déplacement de l'indenteur lors de l'essai (Figure 23). Les essais sont réalisés sur une machine INSTRON 4206 électromécanique de 100 kN. Le capteur d'effort de la machine fournit le signal de force. Le déplacement est mesuré à l'aide de deux capteurs LVDT mis en position au plus près de l'impacteur/indenteur. Ce dernier est le même que celui utilisé pour les essais d'impact. La vitesse de déplacement est fixée à 0.2 mm/min.

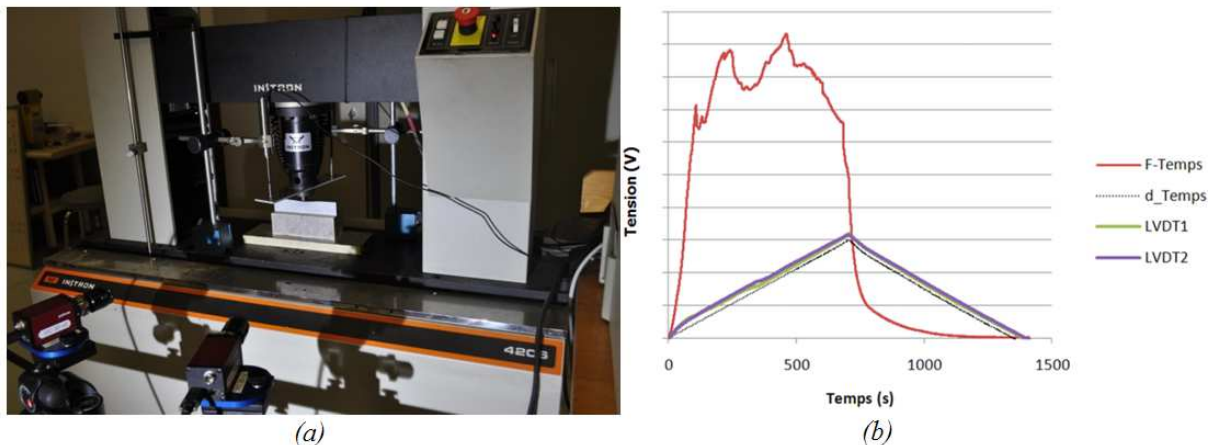


Figure 23 : Mise en place de l'essai d'indentation (a) et courbe tension-temps typique d'indentation (b)

1.7. Contrôles

Après impact, les dommages peuvent être analysés grâce à trois techniques (Figure 24).

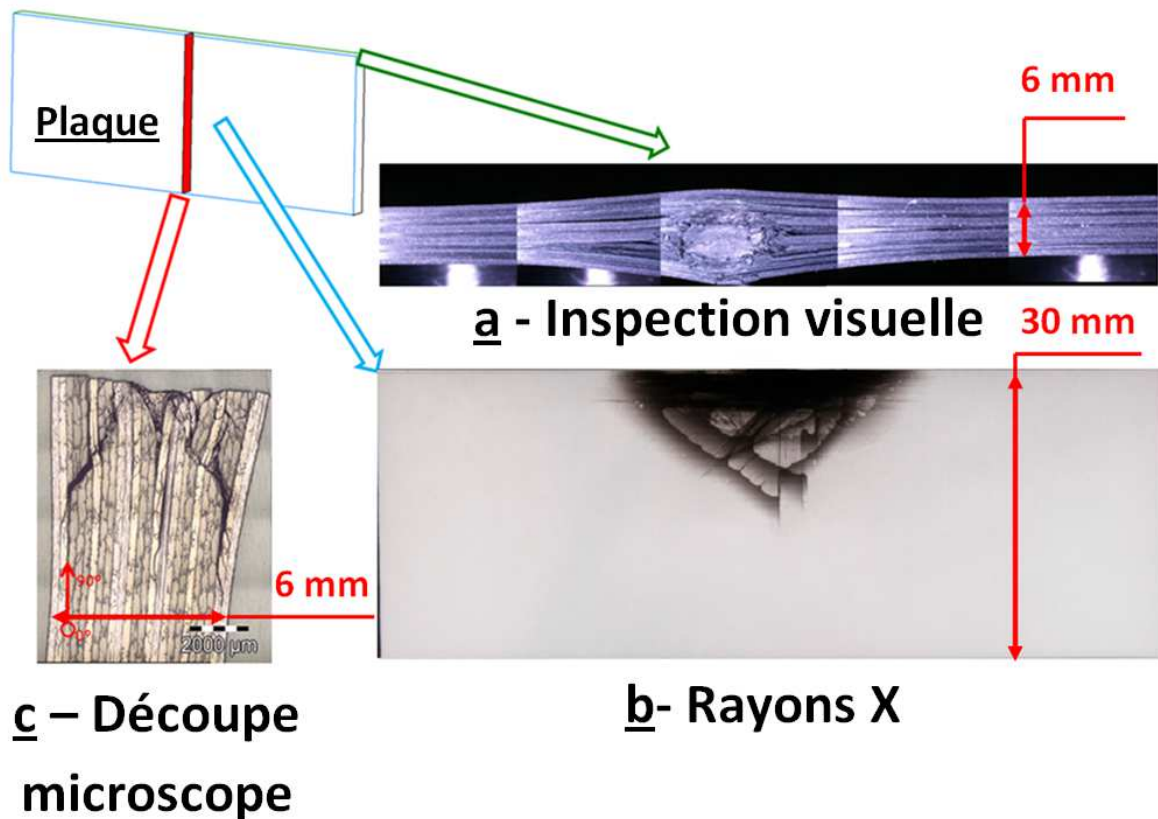


Figure 24 : Contrôle des dommages après impact : des longueurs de fissures par inspection visuelle (a) des surfaces délaminées par cliché RX (b) et des interfaces délaminées par micrographie (c)

Nous avons d'abord mesuré les longueurs de fissures sur le chant de l'échantillon (Figure 24.a). Des clichés RX sont ensuite réalisés afin de révéler les fissures et les surfaces délaminées (Figure 24.b), et enfin, les échantillons sont découpés dans l'épaisseur et étudiés au microscope optique (Figure 24.c). Ces découpes ont été complétées par une étude au microscope électronique à balayage (MEB) afin d'observer plus précisément l'endommagement de certains plis.

2. Résultats et Discussion

2.1. Impact

Trois énergies d'impact de 10, 20 et 35 J sont retenues afin d'étudier les phénomènes d'endommagement (Figure 25).

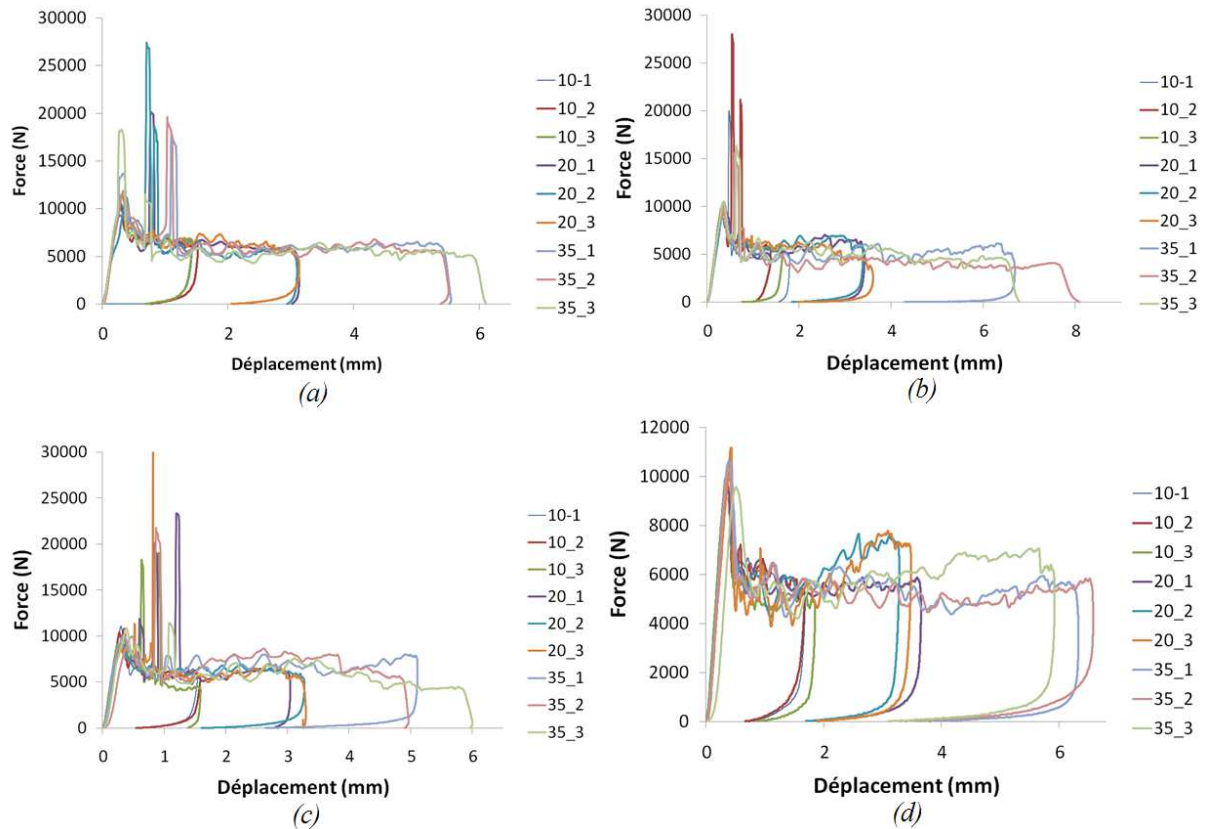


Figure 25 : Comparatif des courbes effort-déplacement des différents drapages impactés à 10, 20 et 35 J : cas 1 (a), 2 (b), 3 (c) et 4 (d)

Une rigueur particulière a été appliquée lors de la démarche expérimentale afin d'assurer la répétabilité des essais d'impact. Tout d'abord, la fabrication des différents drapages a été contrôlée après fabrication par C-scan (Figure 15) afin de certifier la bonne santé des échantillons avant impact.

Ensuite, le centrage de l'impact sur l'épaisseur du chant de l'échantillon est assuré par le guidage de la tour de chute (Figure 20) dont la masse tombante est guidée avec une précision testée à ± 0.5 mm.

Et enfin, chaque énergie d'impact a été testée sur trois échantillons et une très faible dispersion dans les courbes effort/déplacement peut être notée (Figure 25) et prouve la très bonne reproductibilité des essais d'impact.

On peut noter (Figure 25) des pics d'effort très locaux pour un déplacement d'impacteur compris entre 0.5 mm et 1.5 mm. Ils ne sont pas identifiés de façon systématique quel que soit le cas de drapage ou l'énergie d'impact. Ces pics peuvent être expliqués par la présence de plis orientés selon la direction d'impact qui montent alors à leur contrainte maximum de compression puis se comportent ensuite en crushing (comme nous le verrons dans la suite de ce paragraphe). Ce phénomène apparaît au début de la phase de crushing, et disparaît une fois

que le crushing est bien établi. Pour la suite du travail nous travaillerons sur les courbes effort-déplacement filtrées (Figure 26).

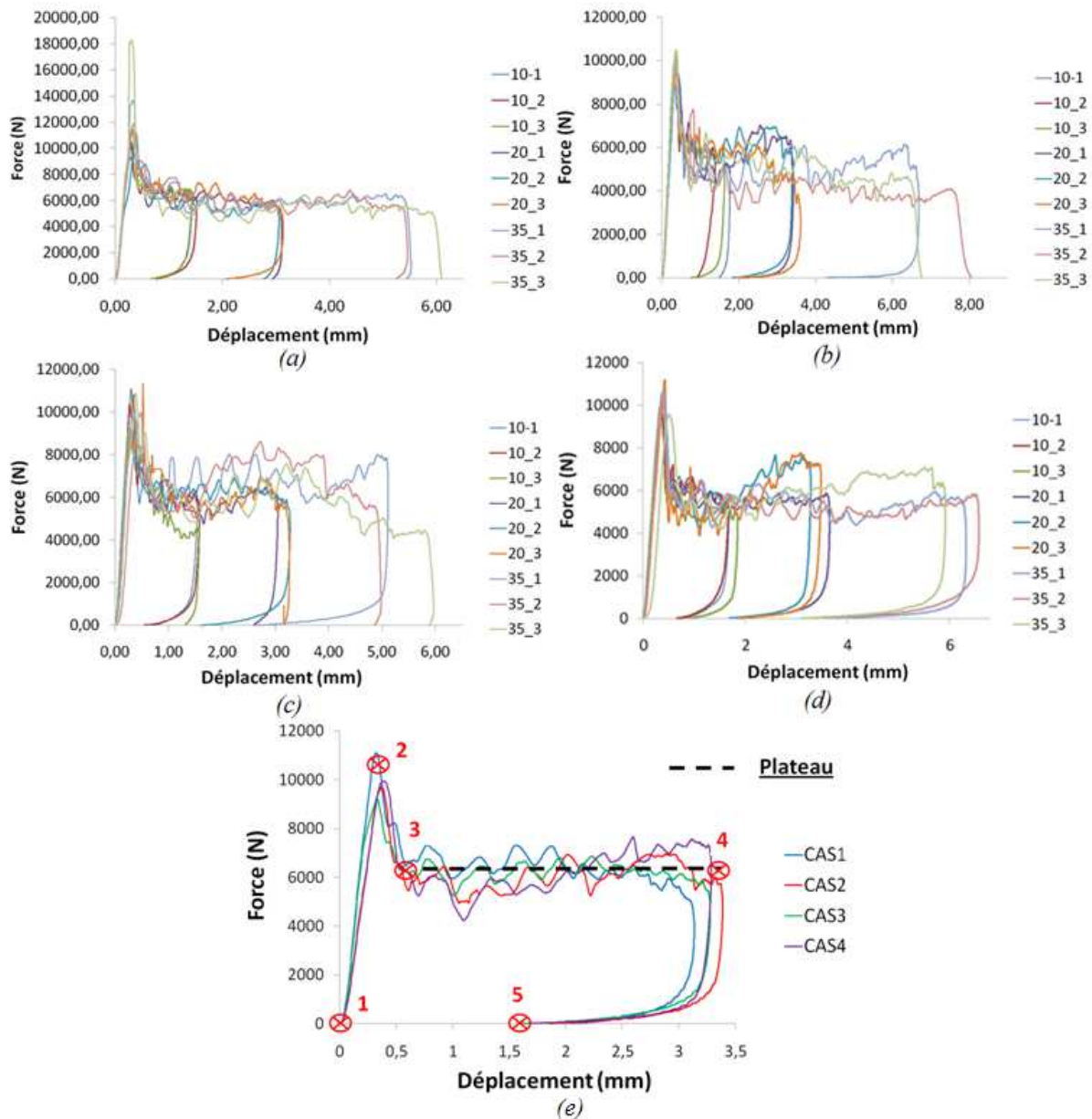


Figure 26 : Comparatif des courbes effort-déplacement filtrées des différents drapages impactés à 10, 20 et 35 J : cas 1 (a), 2 (b), 3 (c) et 4 (d) et comparatif des courbes effort-déplacement des quatre cas de drapage impactés à 10 J (e)

Les courbes effort-déplacement d'un essai d'impact fournissent de nombreuses informations. Tout d'abord, l'effort augmente rapidement et atteint un effort maximum. Ensuite cet effort chute brutalement et atteint un plateau d'une valeur d'environ 6250 N quelle que soit la séquence de drapage et quelle que soit l'énergie d'impact (Figure 26.e). La direction de déplacement de l'impacteur est finalement inversée, l'effort est réduit et une indentation permanente persiste.

Aucun travail mené à ce jour n'a permis, à notre connaissance, de déterminer les modes de dégradation et leur chronologie. Un scénario d'endommagement à l'impact est proposé où un rôle précurseur est accordé à l'effet de coin, au développement de kink-bands, suivi par la création d'un phénomène d'écrasement / crushing (Figure 26.e).

Impact sur chant – étude expérimentale et numérique

- de l'étape 1 à 2 : La surface de contact entre l'impacteur et l'échantillon augmente. On notera qu'aux premiers instants de l'impact, des kink-bands sont créées dans les plis d'orientation parallèle à l'axe d'impact (Figure 27 et Figure 28). Il y a une augmentation de l'effort quasi linéaire jusqu'à l'effort maximum. Le gonflement hors plan n'apparaît pas encore.

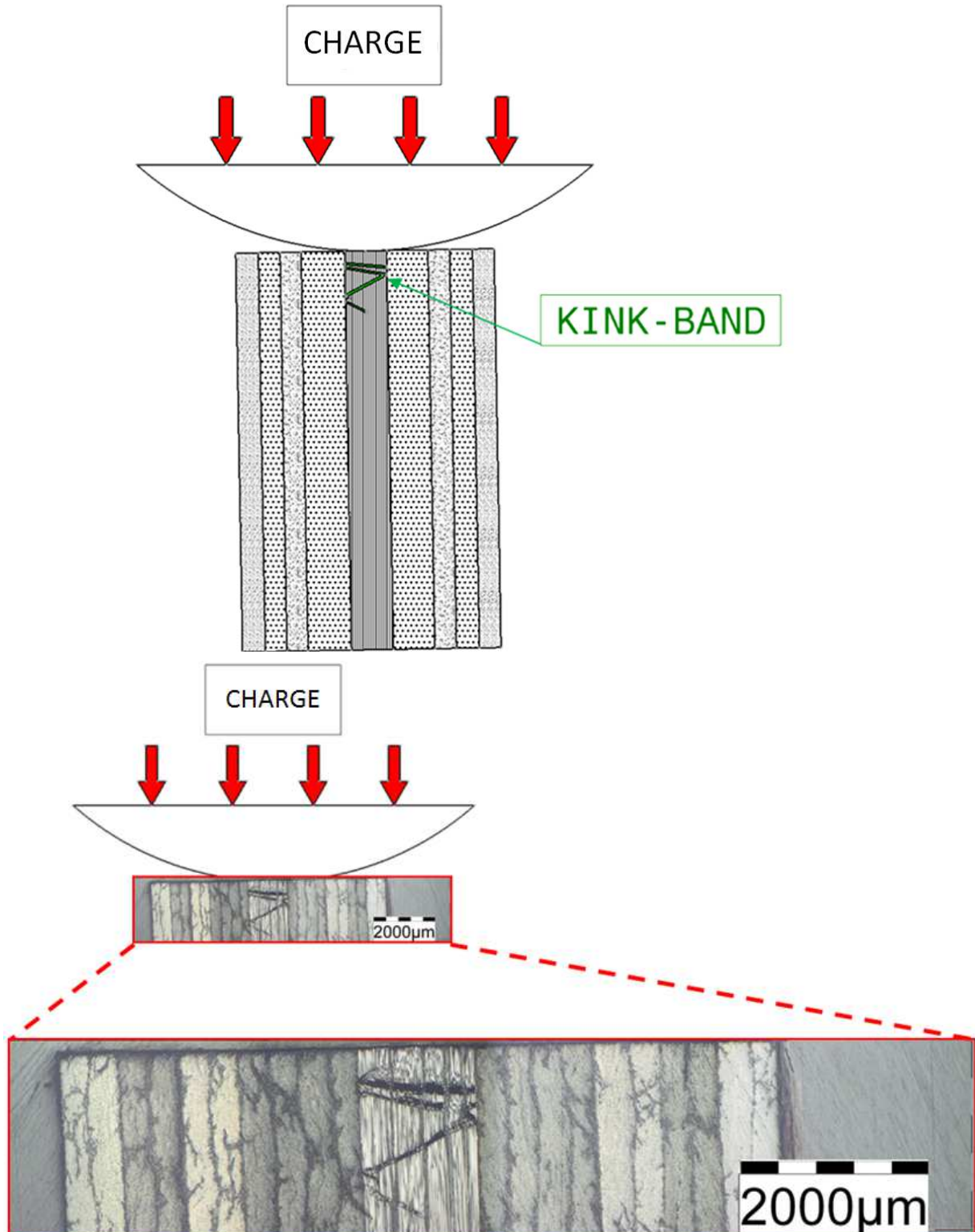


Figure 27 : De l'étape 1 à 2_Vue en coupe : Kink-Bands

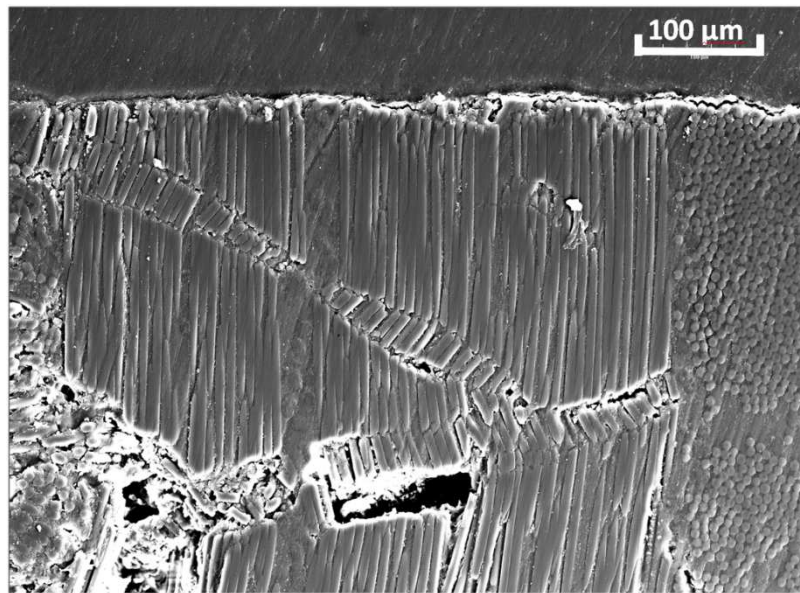


Figure 28 : Cliché au microscope électronique à balayage des Kink-Bands (cas 3 impacté à 10 J)

- de l'étape 2 à 3 : L'effort chute brutalement dû à un effet coin créant des fissurations matricielle en cisaillement qui se propagent et traversent les plis voisins d'orientations différentes (Figure 29). Cet effet coin provoque l'effondrement des plis centraux, qui jusque là étaient maintenus par les plis voisins.

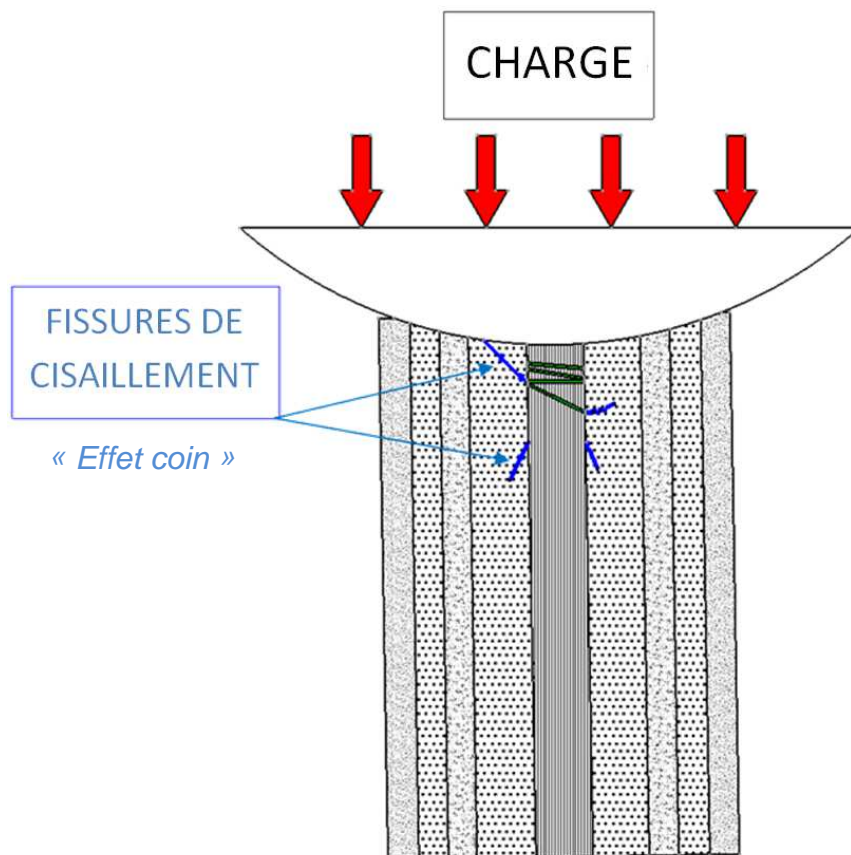


Figure 29 : De l'étape 2 à 3_Vue en coupe : Fissuration matricielle de cisaillement

- de l'étape 3 à 4 : L'effort atteint un plateau et des délaminages d'interfaces s'en suivent. Le crushing se poursuit (Figure 30). Le gonflement apparaît lorsque les fissures atteignent les plis extérieurs (au delà de 0.5 mm de déplacement de l'impacteur de diamètre 16 mm). Les débris restant sous l'impacteur aident alors à pousser la matière et le gonflement hors plan augmente par propagation des délaminages.

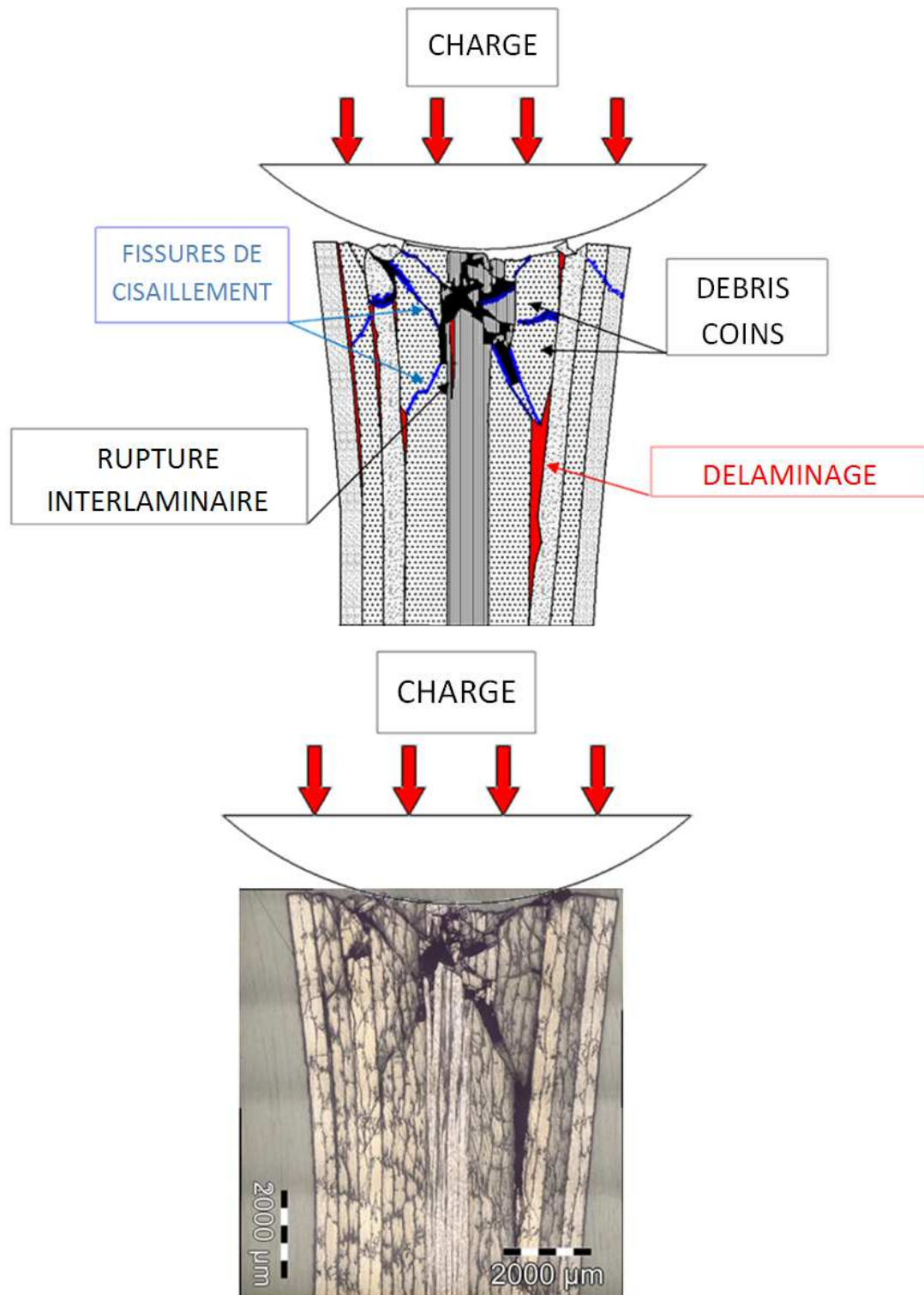


Figure 30 : De l'étape 3 à 4_Vue en coupe : Plateau de crushing

Impact sur chant – étude expérimentale et numérique

- de l'étape 4 à 5 : La décharge commence. L'impacteur change de sens et l'effort chute de manière progressive. L'indentation et le gonflement hors plan permanents apparaissent pour un effort nul. Un endommagement très important reste alors à l'intérieur de la structure (Figure 31).



Figure 31 : Endommagement du cas de drapage 3 aux Rayons X (impacté à 35J)

En général, l'impact sur chant provoque le délaminage de toutes les interfaces.

D'un point de vue quantitatif, on peut également tracer l'évolution de la longueur de fissure maximum (Figure 32.a), de la profondeur de dommage maximum (Figure 32.b) et de la surface délaminée (Figure 32.c) en fonction de l'énergie d'impact.

Rationnellement, on constate que plus l'énergie d'impact est élevée, plus la longueur de fissure est grande. De plus, les longueurs de fissure sont quasiment identiques pour les différents drapages. Ce résultat est surprenant, mais pourrait être dû à la même proportion de plis orientés à 0° (50%, sauf pour le cas 4 où il est légèrement plus élevé en raison des tissus) des différentes séquences d'empilement étudiées ici.

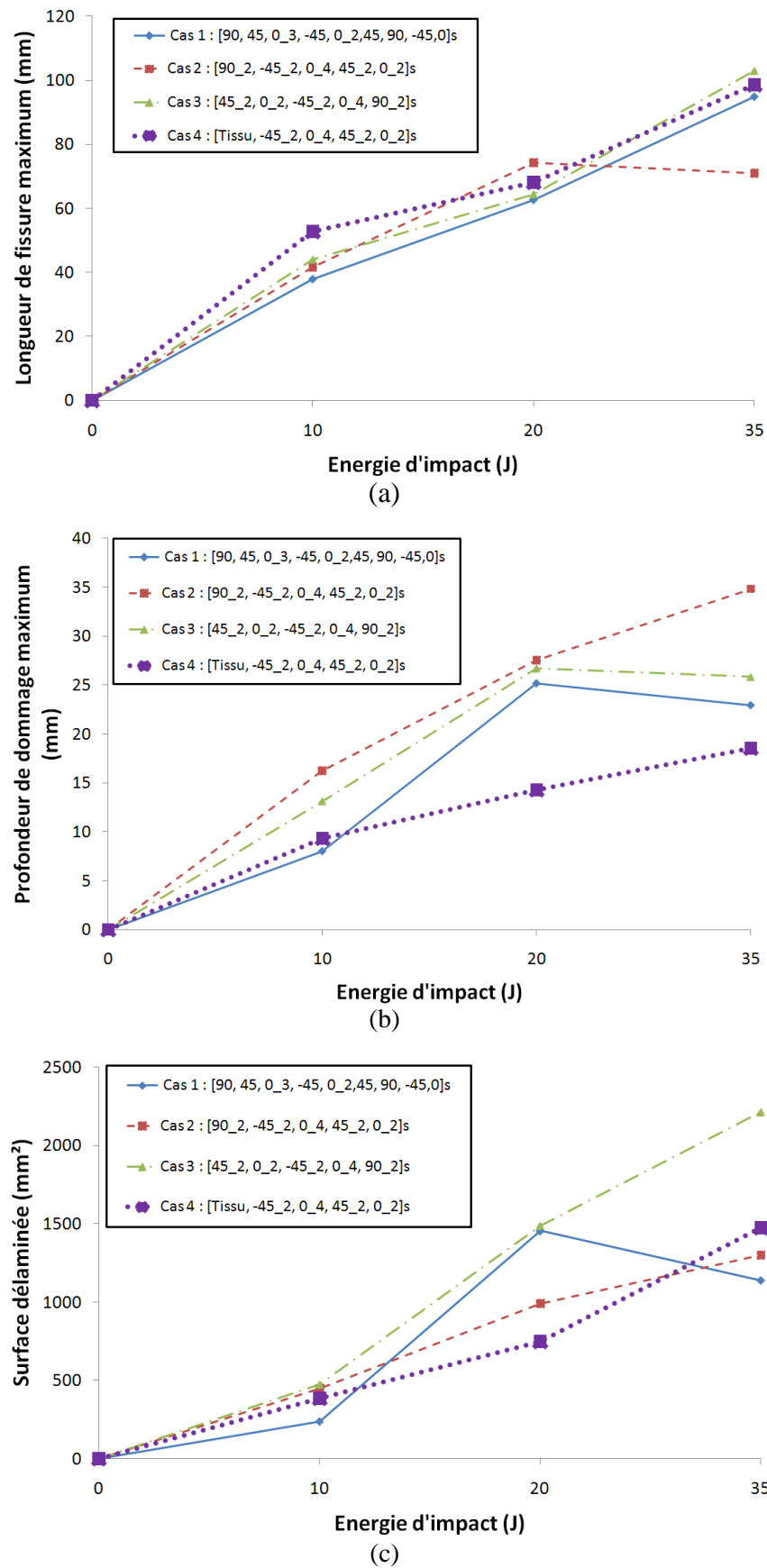


Figure 32 : Longueur de fissure maximum (a), profondeur de dommage maximum (b) et surface délaminée (c) en fonction de l'énergie d'impact

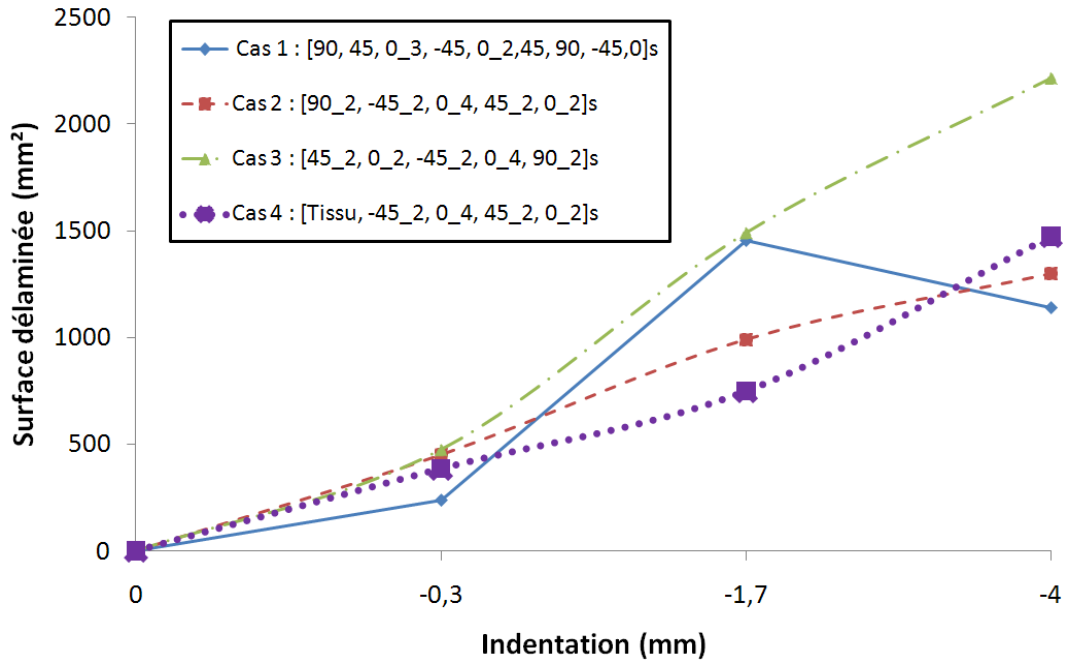


Figure 33 : Surface délaminée en fonction de l'indentation permanente

L'empreinte résiduelle jouant un rôle prédominant sur la tolérance aux dommages d'impact, il est également intéressant de tracer l'évolution de la surface délaminée, représentative en première approximation du dommage présent dans la plaque, en fonction de l'indentation permanente mesurée après impact (Figure 33).

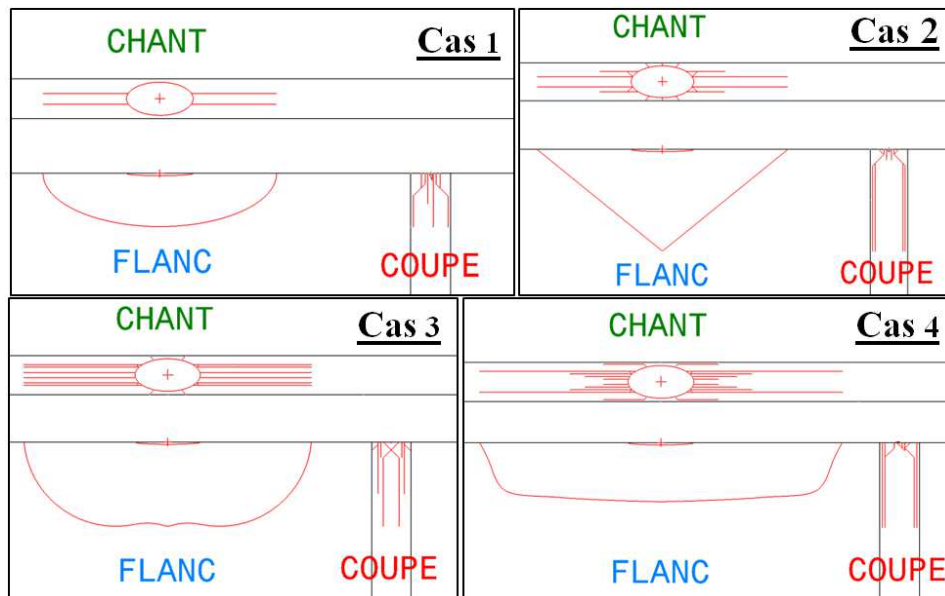


Figure 34 : Représentation de l'endommagement de chaque cas de drapage

Enfin le faciès d'endommagement peut être schématisé pour chaque cas de drapage. Cette représentation met en relief l'effet de coin, les fissures de cisaillement transverse et le délaminage des interfaces (Figure 34).

2.2. Indentation statique

On remarque très nettement qu'il n'existe pas d'équivalence statique / dynamique lorsque l'on superpose les courbes effort-déplacement d'impact et d'indentation (Figure 35).

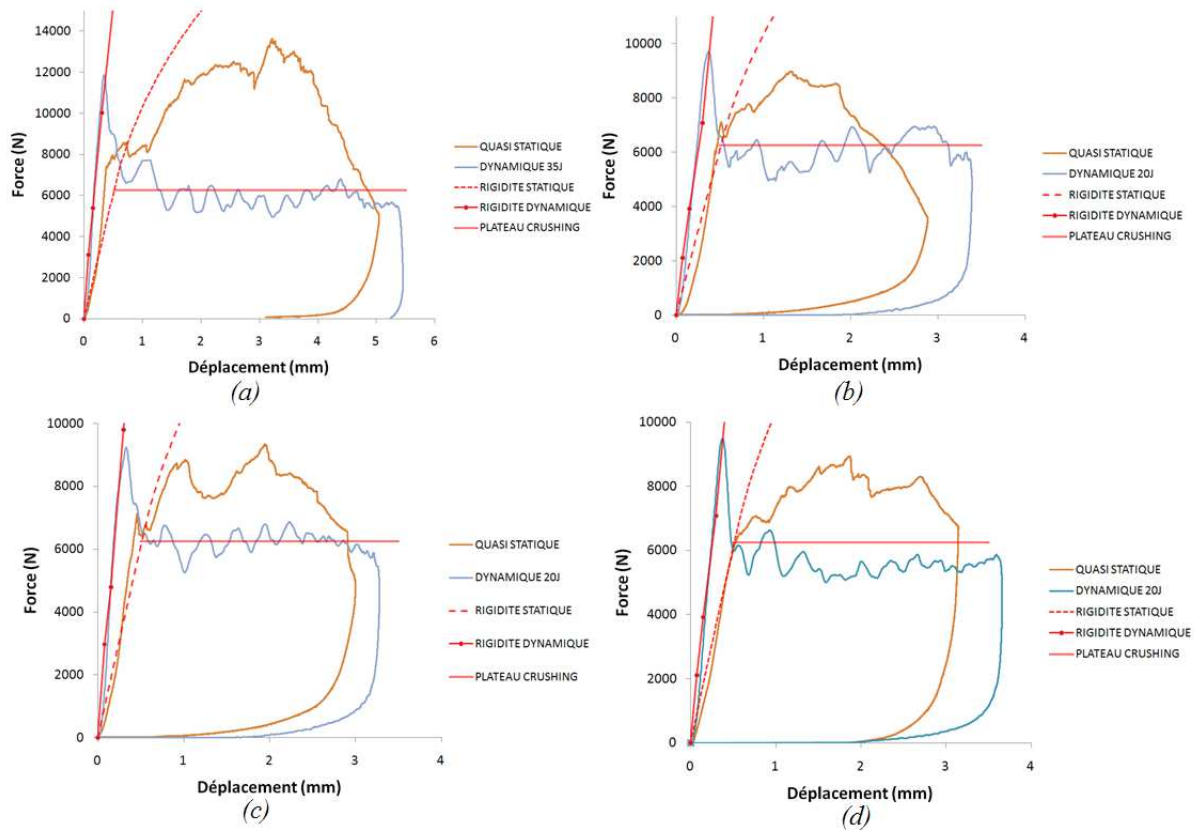


Figure 35 : Superposition des courbes effort / déplacement d'indentation et d'impact des quatre cas de drapage : cas 1 (a), cas 2 (b), cas 3 (c) et cas 4 (d)

Cela est d'autant plus frappant lors de l'observation des Rayons X, pour une indentation équivalente au déplacement maximum obtenu lors d'un impact (Figure 36).

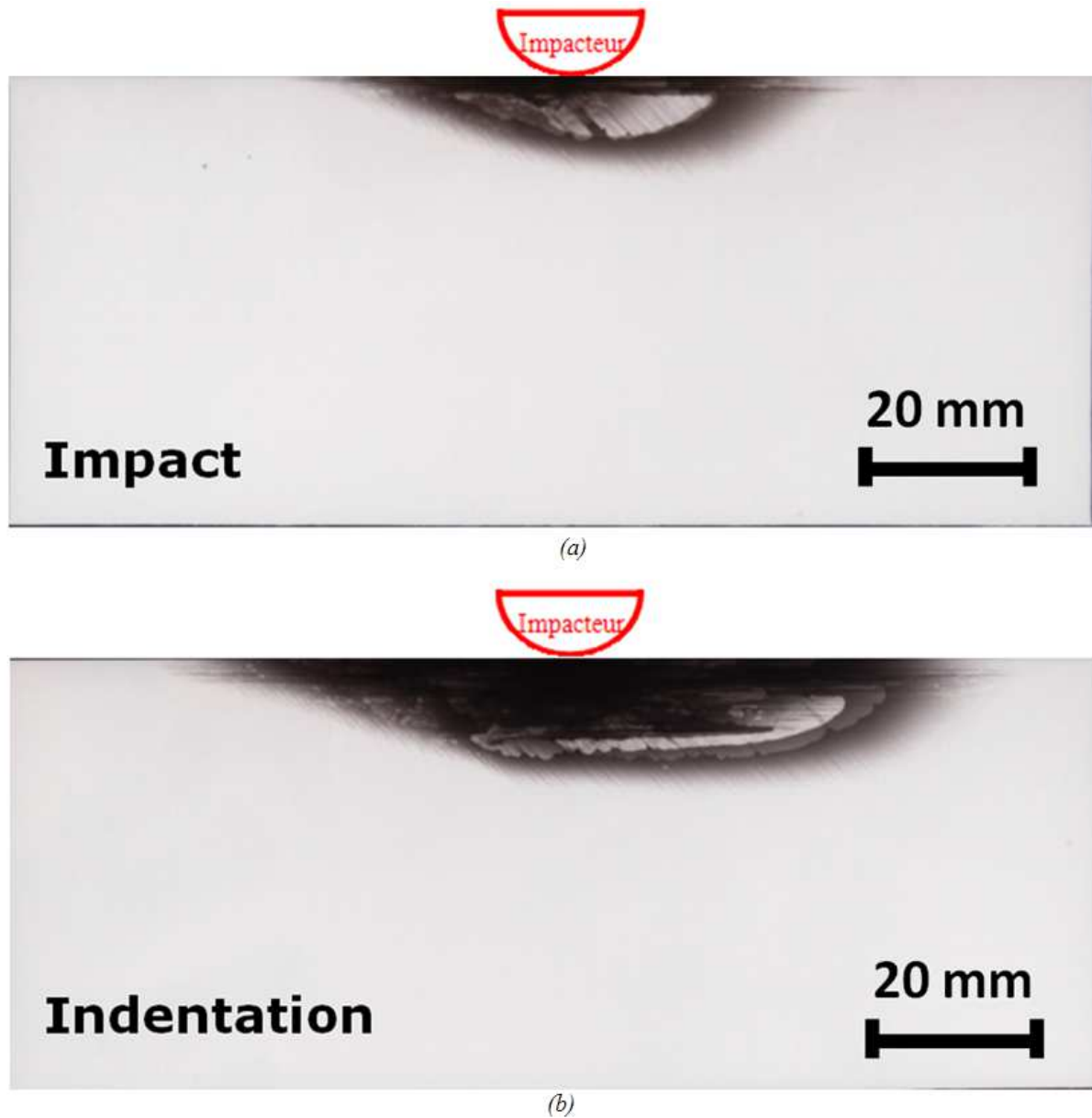


Figure 36 : Clichés Rayons X d'impact (a) et d'indentation (b) du cas de drapage 4 (équivalent à 20J)

De plus, grâce au pilotage du déplacement de l'impacteur, les essais peuvent être stoppés et des coupes microscopiques ont été réalisées (Figure 37). La propagation de Kink-Bands lors de la première montée d'effort quasi-linéaire est alors mise en relief.

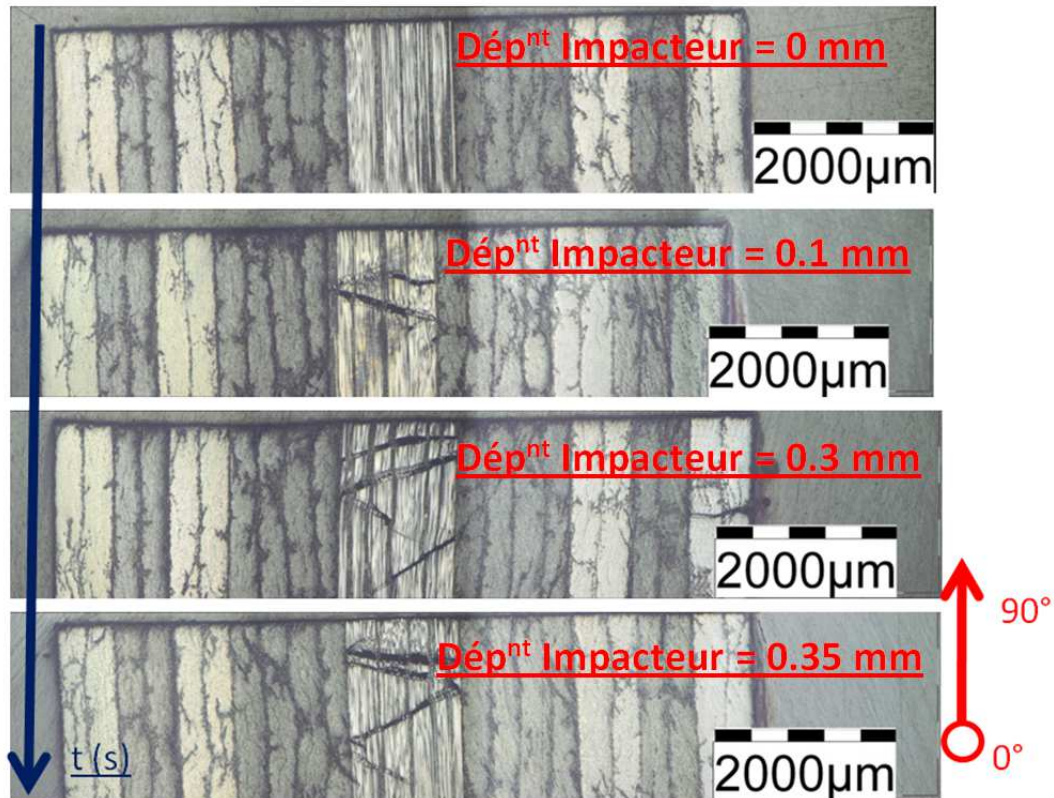


Figure 37 : Coupes microscopiques présentant la propagation des Kink-Bands avant la chute d'effort

3. Approche analytique de compréhension du scénario d'endommagement d'impact

Afin d'approfondir les phénomènes d'endommagement se développant lors des essais d'impact et d'indentation, et en particulier d'expliquer la non équivalence statique / dynamique (Figure 35), et le plateau observé à l'impact après l'effort maximum, nous avons cherché à élaborer une approche analytique de compréhension du scénario d'endommagement d'impact et d'indentation.

Même si les types de dommages développés lors d'un impact sur chant sont similaires aux dommages classiquement rencontrés lors d'un impact sur peau, à savoir la fissuration matricielle, le délaminage et la rupture de fibre, il apparaît que des phénomènes mineurs dans le cas de l'impact sur peau, comme la rupture de fibre en compression ou l'effet coin, sont de première importance dans le cas de l'impact sur chant. En particulier, le scénario d'endommagement de l'impact sur chant présente des similitudes avec le scénario d'endommagement d'écrasement (crushing) [7,9]. La courbe effort/déplacement typique de stratifiés composite sous écrasement progressif est représentée Figure 38.a. Sur cette courbe, un pic d'effort est généralement observé lors de l'initiation du processus de crushing. Ensuite, le processus de crushing se transforme en un crushing progressif qui se caractérise par une force relativement constante (plateau) avec d'éventuelles oscillations. Cette courbe est relativement similaire à celles observées lors de l'essai d'impact sur chant (Figure 26). Au début des années 90, Hull [9] a classé le processus de crushing en deux principaux modes de dégradations. Le premier, appelé mode de « splaying » (Figure 38.b), dans lequel des groupes de plis délamínés fléchissent de part et d'autre d'une fissure principale. Les fibres rompues et la résine sont piégées dans la zone de crushing et peuvent conduire à la formation de débris de coin sur la surface de la plaque d'écrasement. Le second mode est appelé mode de « fragmentation » (Figure 38.c), dans lequel les couches subissent des fractures multiples de longueurs courtes en raison de compression pure, de flexion ou de cisaillement transverse qui conduisent à la formation de petits fragments dans la zone de crushing. Ces deux modes de rupture sont également observés au cours de l'essai d'impact sur chant (Figure 30).

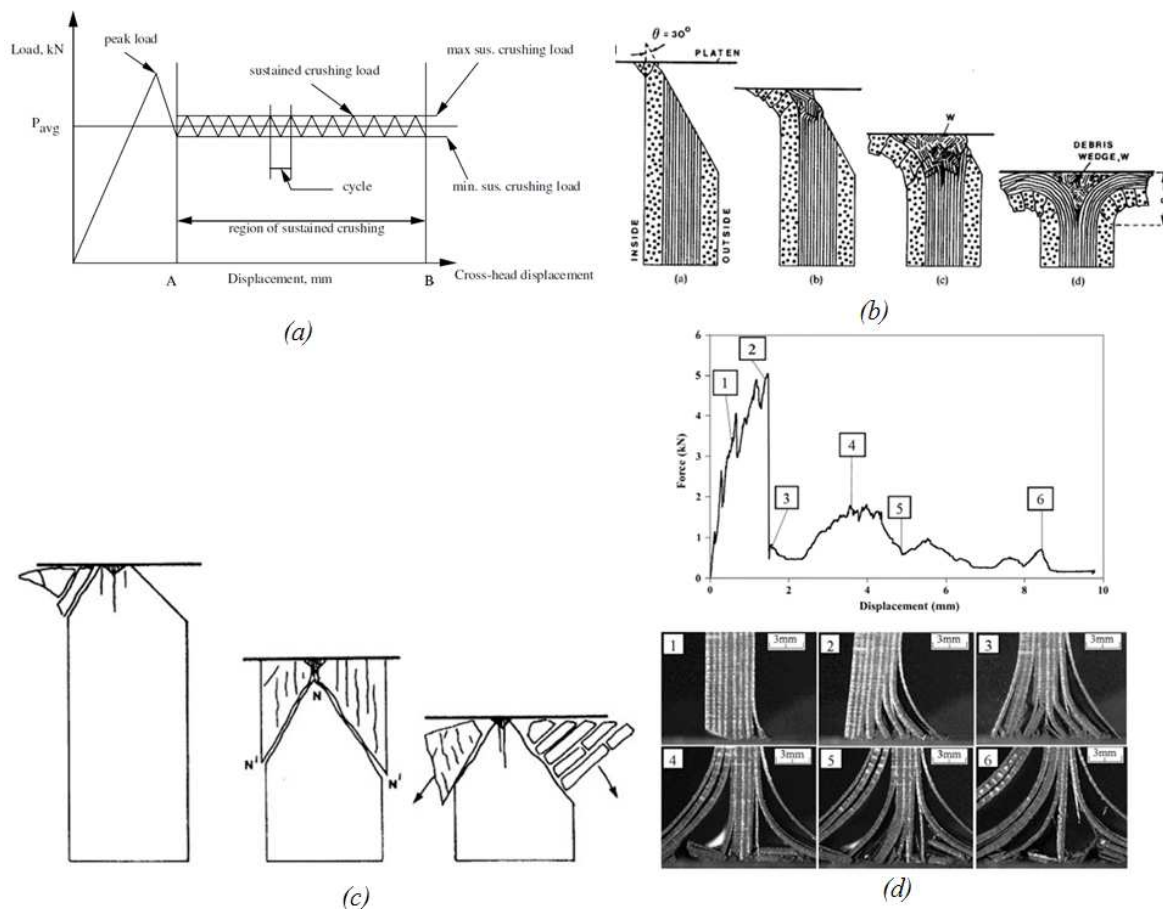


Figure 38 : Courbe effort/déplacement typique de crushing (a) [7], mode de splaying (b) [9], mode de propagation (c)[9] et exemple d'une courbe effort - déplacement d'un essai de crushing d'un stratifié 0/90 accompagné d'une sélection d'images du développement de crushing (d) [10]

En étudiant des travaux de crushing [10], un phénomène équivalent de pic d'effort suivi par un plateau d'effort quasi constant est observé (Figure 38.d). Ce plateau est représentatif d'un phénomène de « crushing » correspondant à la rupture et à l'écrasement en compression d'un composite. Ce plateau est égal à la surface de crushing multipliée par une contrainte moyenne de crushing ($\sigma_c \text{ moy} \approx 270 \text{ MPa}$ pour un UD T700/M21 [10]), et ce, quelle que soit l'orientation des plis par rapport à la charge. Cette valeur est très proche de la contrainte admissible en compression sens transverse du T700/M21 : $Y_c = 250 \text{ MPa}$ (Figure 1). Ces deux phénomènes de rupture en compression en sens transverse et de crushing, qu'ils soient dans la direction longitudinale, transverse ou dans une direction intermédiaire, semblent donc très proches au niveau du scénario d'endommagement mis en jeu.

Les surfaces de contact projetées (impacteur/éprouvette), après impact ou indentation, entre l'impacteur et l'éprouvette, ont été étudiées sur des clichés réalisés à la loupe binoculaire (Figure 39). Une surface moyenne projetée d'impacteur S_{pi} comprise entre 25 mm^2 et 35 mm^2 a été relevée (Figure 40), et ce quel que soit le drapage et pour les énergies de 10 J à 35 J.

Ce résultat surprenant de surface de crushing constante, même si on peut noter une légère augmentation de cette surface (Figure 40), doit être expliqué par l'effet de coin. En effet, lorsque le déplacement de l'impacteur augmente, on s'attend à ce que la surface projetée de l'impact augmente avec lui, mais l'effet de coin et l'ouverture des plis externes doivent éviter l'écrasement de ces plis externes. Bien sûr, cette zone d'impact projetée endommagée n'est pas la zone de contact réel et ne prend pas en compte le contact élastique qui n'induit pas d'écrasement.

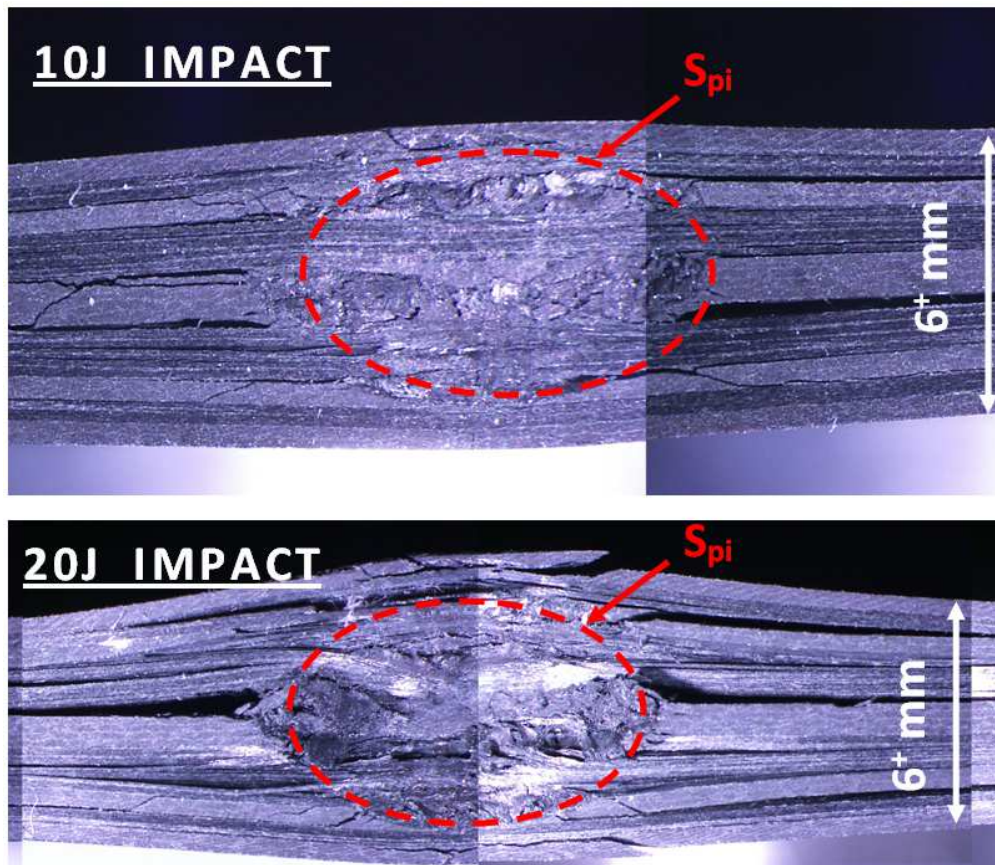


Figure 39 : Relevés de la surface projetée d'impacteur du cas de drapage 3 (loupe binoculaire)

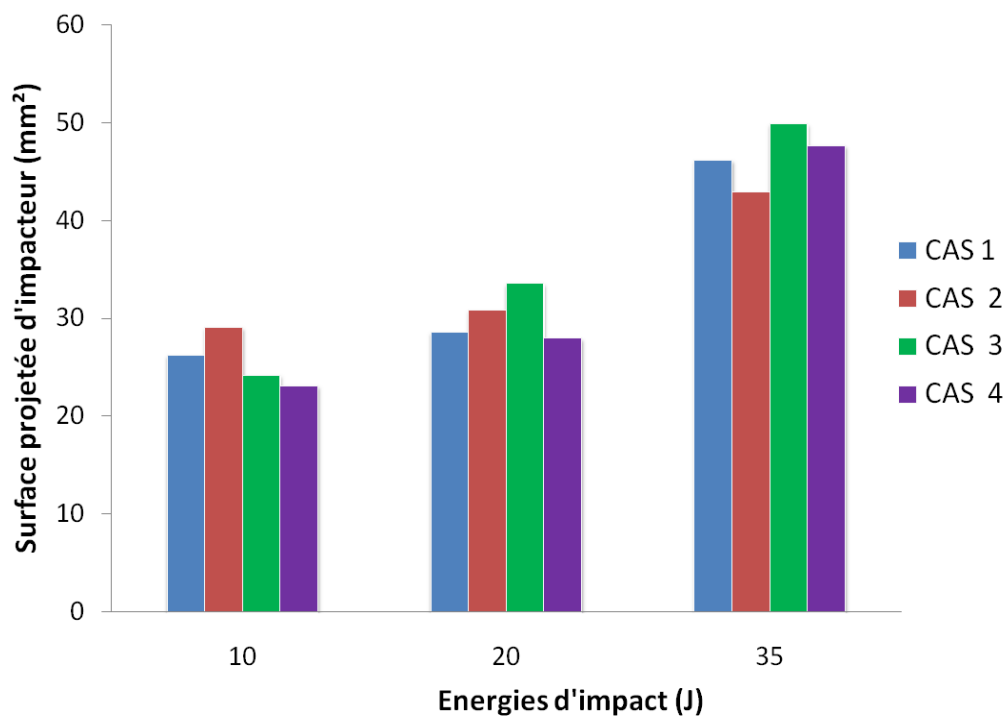


Figure 40 : Mesure de la surface projetée d'impacteur en fonction de l'énergie d'impact

Si la surface S_{pi} est multipliée par la contrainte de crushing, une valeur d'effort de « plateau de crushing » d'environ 6250 N est obtenue. Cette valeur est similaire à celle mesurée sur les essais (Figure 35).

Dans le cas d'un impact à 35 J, les plis extérieurs sont sévèrement endommagés. La surface de contact projetée ne peut donc plus être interprétée comme une surface de crushing, la proportion de vide ou de simples débris devient trop importante.

De plus, la rigidité initiale des essais d'impact est plus élevée que celle des essais d'indentation. Afin de modéliser cette rigidité d'impact, nous avons fait l'hypothèse que la contrainte effectivement vue par chacun des plis est fonction de leur orientation par rapport à l'axe d'impact et proportionnelle à la surface de contact de chacun des plis. A 0° , soit pour les fibres perpendiculaires à la direction d'impact, on peut supposer le matériau en crushing dès le début de l'essai et donc $Y_c = -250$ MPa. A 90° , soit pour des fibres parallèles à la direction d'impact, on peut supposer que les fibres travaillent à leur contrainte maximum en compression soit $X_c = -1280$ MPa. Pour les plis à $\pm 45^\circ$ le choix a été fait de retenir la résultante des composantes Y_c et X_c projetée sur l'axe d'impact, soit X_{45° [Eq.2] :

$$X_{45^\circ} = \sqrt{X_c^2 + Y_c^2} \cdot \cos(\theta) = -1082 \text{ MPa} \quad [\text{Eq.2}]$$

Où θ est défini Figure 41 :

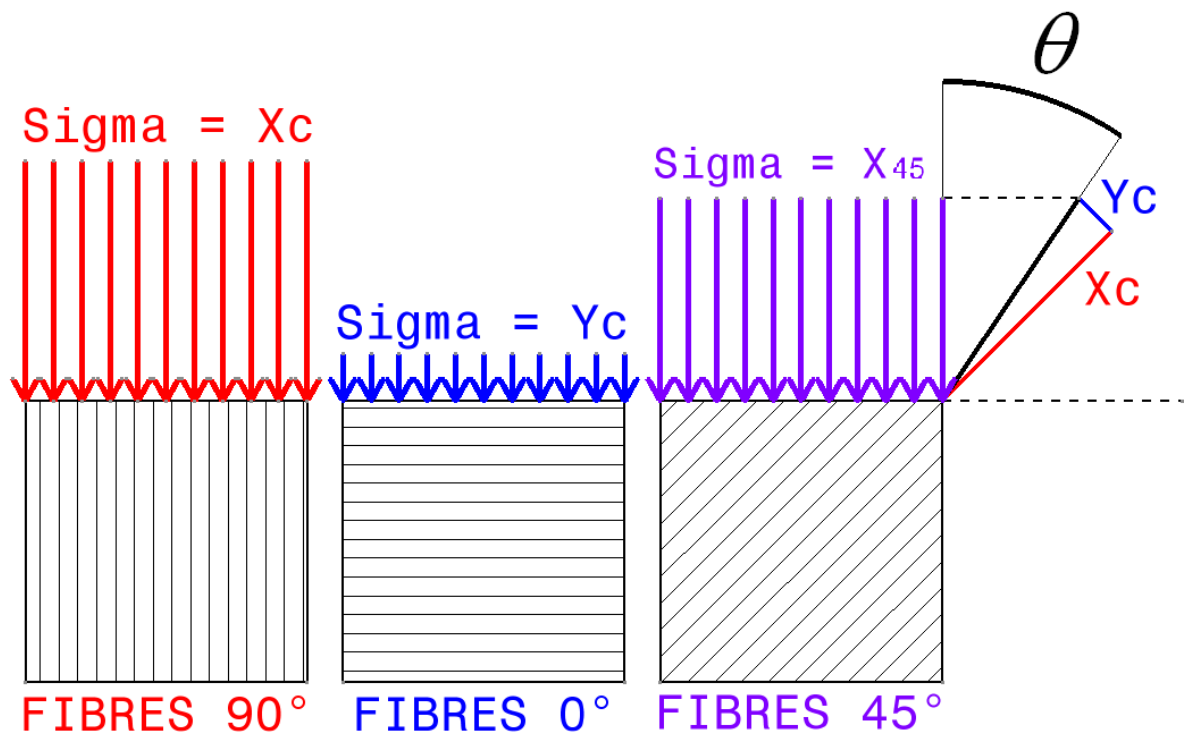


Figure 41 : Principe de détermination de X_{45}

Par exemple, pour le cas 2, lorsque l'impacteur pénètre dans l'échantillon de 0.3 mm, sur la surface de contact totale entre l'impacteur et les plis de l'échantillon ; 70 % sont orientés à 0° , 27.5 % sont orientés à 45° et 2.5 % sont orientés à -45° (Figure 42). Avec cette méthode, en

fonction de la pénétration de l'impacteur dans l'échantillon, nous pouvons calculer l'effort d'impact et donc reconstruire une courbe théorique de « rigidité dynamique » (Figure 35). Cette courbe est en très bon accord avec la courbe d'essai d'impact pour l'ensemble des drapages.

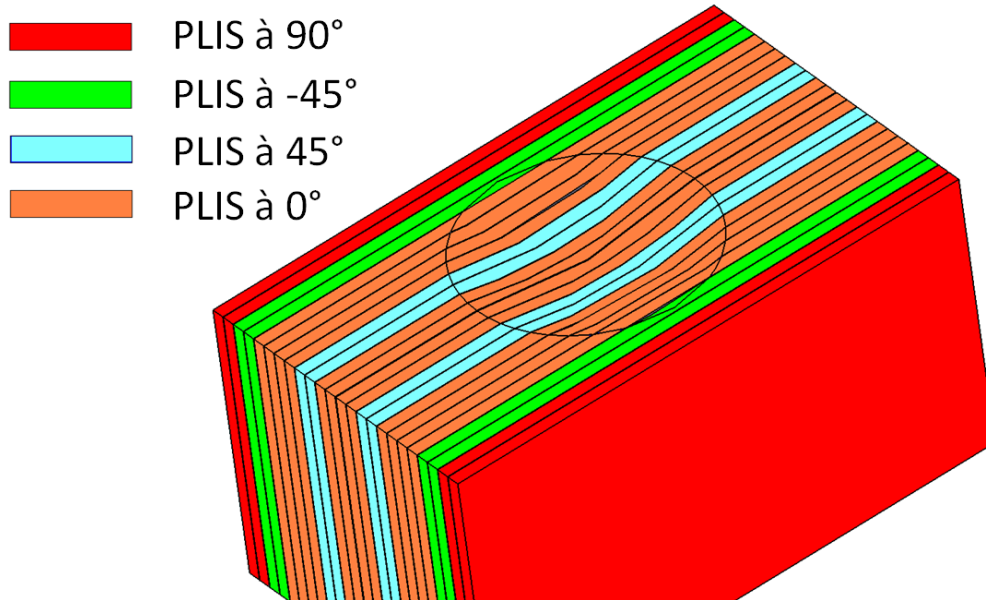


Figure 42 : Principe de détermination de la courbe effort/déplacement théorique du cas de drapage 2

De plus, l'effort maximum peut être obtenu comme la valeur de cette courbe d'effort théorique pour un déplacement d'impacteur de 0.5 mm correspondant à l'apparition du crushing, soit pour une surface de contact $S_{pi} \approx 25 \text{ mm}^2$.

Connaissant l'énergie d'impact nous sommes donc en mesure de modéliser théoriquement la courbe effort-déplacement lors d'un impact sur chant en se donnant la surface S_{pi} , qui elle est déterminée expérimentalement. Il faut néanmoins garder à l'esprit que l'objectif de cette modélisation analytique est bien de comprendre l'essai, plus que de le modéliser.

Dans le cas de l'essai d'indentation quasi-statique l'hypothèse suivante est avancée : le matériau se comporte directement en crushing et donc avec une rigidité plus faible que lors d'un impact. La contrainte sera alors identique quelle que soit l'orientation des plis par rapport à la charge et d'une valeur égale à Y_c . En multipliant Y_c par la surface projetée théorique de l'impacteur au cours des premiers instants de l'essai d'indentation les valeurs de la courbe « rigidité statique » (Figure 35) sont obtenues pour chaque cas de drapage. Le comportement après un déplacement de 0.5 mm de l'impacteur/indenteur est plus délicat à expliquer et l'on peut penser qu'il y a une augmentation partielle de la surface de crushing ou bien que certains morceaux de plis passent à la contrainte de compression à rupture, même si nous n'avons pas vérifié cette hypothèse.

4. Conclusion des essais d'indentation et d'impact sur chant

Des essais expérimentaux d'impact sur chant à 10, 20 et 35 J ont été réalisés sur des échantillons présentant différents drapages. Puis, des essais quasi-statiques ont été menés afin de compléter la compréhension des phénomènes et de comparer le comportement de crushing identifié lors des impacts dynamiques. Concernant le scénario d'endommagement, les études réalisées amènent les conclusions suivantes :

1. Si des fibres sont orientées dans la direction de l'impact sous l'impacteur, alors des kink-bands se créent (en dynamique et en statique).
2. Concernant l'impact dynamique, quel que soit le niveau énergie (10, 20 et 35 J) et le drapage (cas 1 à 4), les courbes effort-déplacement présentent la même rigidité initiale. Cette courbe peut être modélisée en multipliant la surface de contact de chaque orientation de fibre avec l'impacteur par sa contrainte de compression à rupture. Ce sont donc les propriétés de la fibre qui pilotent cette rigidité (Figure 43).
3. Lors des impacts dynamiques, quel que soit le niveau énergie (10, 20 et 35 J) et le drapage (cas 1 à 4), un phénomène caractéristique de plateau de crushing est identifié (Figure 43). Ce plateau de crushing peut être modélisé en multipliant une contrainte moyenne de crushing d'environ 250 MPa par une surface de contact projetée d'impact $S_{pi} \approx 25 \text{ mm}^2$ (Figure 40). Ce sont donc les propriétés de la matrice qui pilotent ce plateau (Figure 43).
4. L'effort maximum d'impact dynamique peut être obtenu grâce la courbe de rigidité dynamique pour un déplacement d'impacteur de 0.5 mm, pour lequel le crushing apparaît (Figure 40).
5. Les dommages d'impact sont peu influencés par le drapage. Ce résultat est surprenant, mais pourrait être dû à la même proportion de plis orientés à 0° des différentes séquences d'empilement étudiées.
6. On relève une non-équivalence statique / dynamique dans le cas de l'impact sur chant. En statique, la forme de l'impacteur doit déstabiliser les fibres rapidement et conduit au développement de kink-bands et à un phénomène de crushing.
7. Concernant l'indentation quasi-statique, le matériau se comporte directement en crushing. La courbe effort/déplacement peut être modélisée en multipliant une contrainte moyenne de crushing d'environ 250 MPa par la surface de contact théorique de l'impacteur lors des premiers moments de l'essai d'indentation. Ce sont donc les propriétés de la matrice qui pilotent cette rigidité (Figure 43).
8. Le premier pic d'effort de la courbe d'indentation est égal à l'effort du plateau de crushing, soit 6250 N. Ensuite, le comportement après un déplacement de 0.5 mm de l'impacteur/indenteur est plus délicat à expliquer et l'on peut penser qu'il y a une augmentation partielle de la surface de crushing ou bien que certains morceaux de plis passent à la contrainte de compression à rupture, même si nous n'avons pas vérifié cette hypothèse.

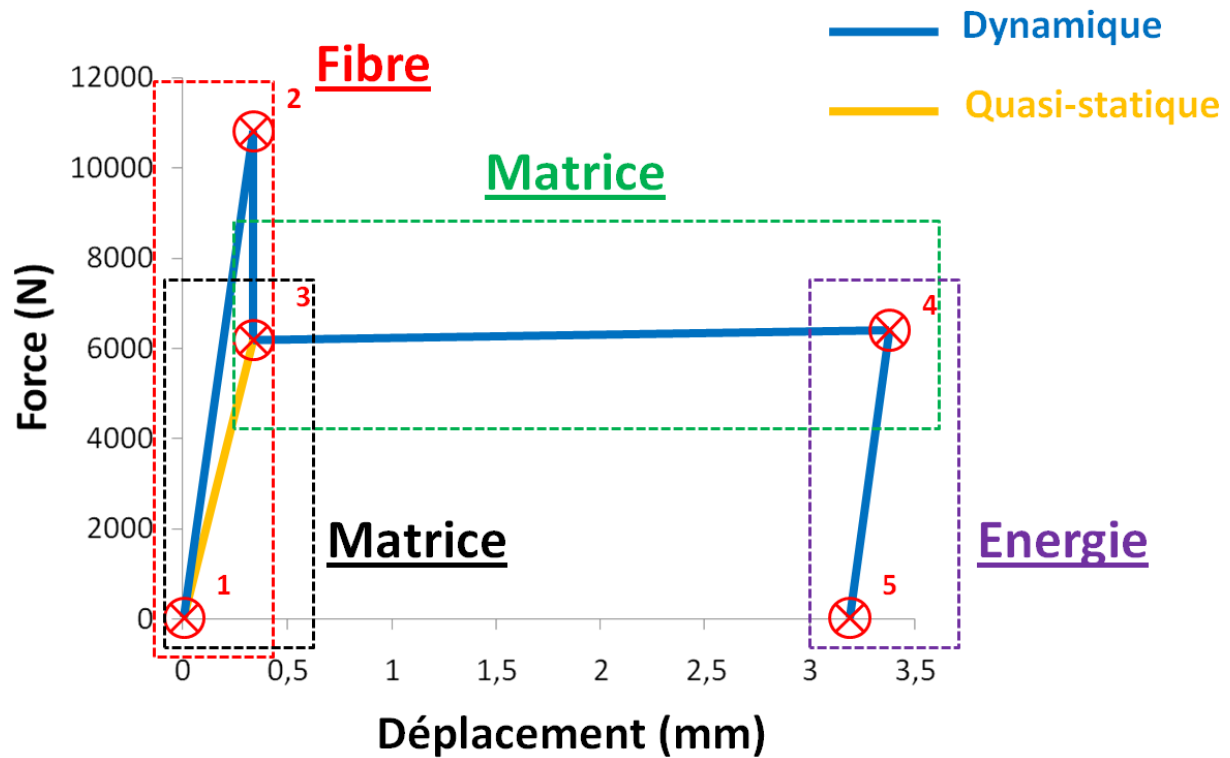


Figure 43 : Approche analytique de compréhension du scénario d'impact

Finalement, la première approche analytique de compréhension du scénario d'endommagement d'impact et d'indentation est proposée. Cette méthode permet d'approfondir les phénomènes d'endommagement se développant lors des essais d'impact et d'indentation, et en particulier d'expliquer la non équivalence statique / dynamique (Figure 35), et le plateau observé à l'impact après l'effort maximum.

A notre connaissance aucun travail de recherche n'a produit ce type d'approche de compréhension analytique. Connaissant les caractéristiques du matériau, la séquence de drapage et l'énergie d'impact, le scénario d'endommagement peut être appréhendé. Ceci est crucial pour la modélisation numérique de tenue résiduelle à venir. En effet, les résultats des tests expérimentaux seront comparés dans le paragraphe suivant avec un modèle numérique [4] développé à l'aide de la compréhension du scénario d'endommagement.

5. Modèle numérique d'impact sur chant

Dans ce paragraphe nous allons exposer les principales modifications apportées au modèle du laboratoire. Dans un premier temps nous étudierons la problématique de frottement entre l'impacteur et l'échantillon. Ensuite nous présenterons la modification de la loi de rupture de fibre en compression permettant de restituer l'effet de crushing exposé précédemment dans l'étude du scénario d'endommagement. Enfin, une étude numérique d'indentation sur UD ouvrira la voie à l'application de ces résultats à l'essai d'impact sur chant de stratifié.

5.1. Problématique de frottement

A la suite des essais d'impact (dynamique), et de la campagne d'essais d'indentation quasi-statique, une campagne d'essais de frottement a été réalisée afin de renseigner le modèle numérique avec un coefficient de frottement cohérent avec la réalité (Figure 44).

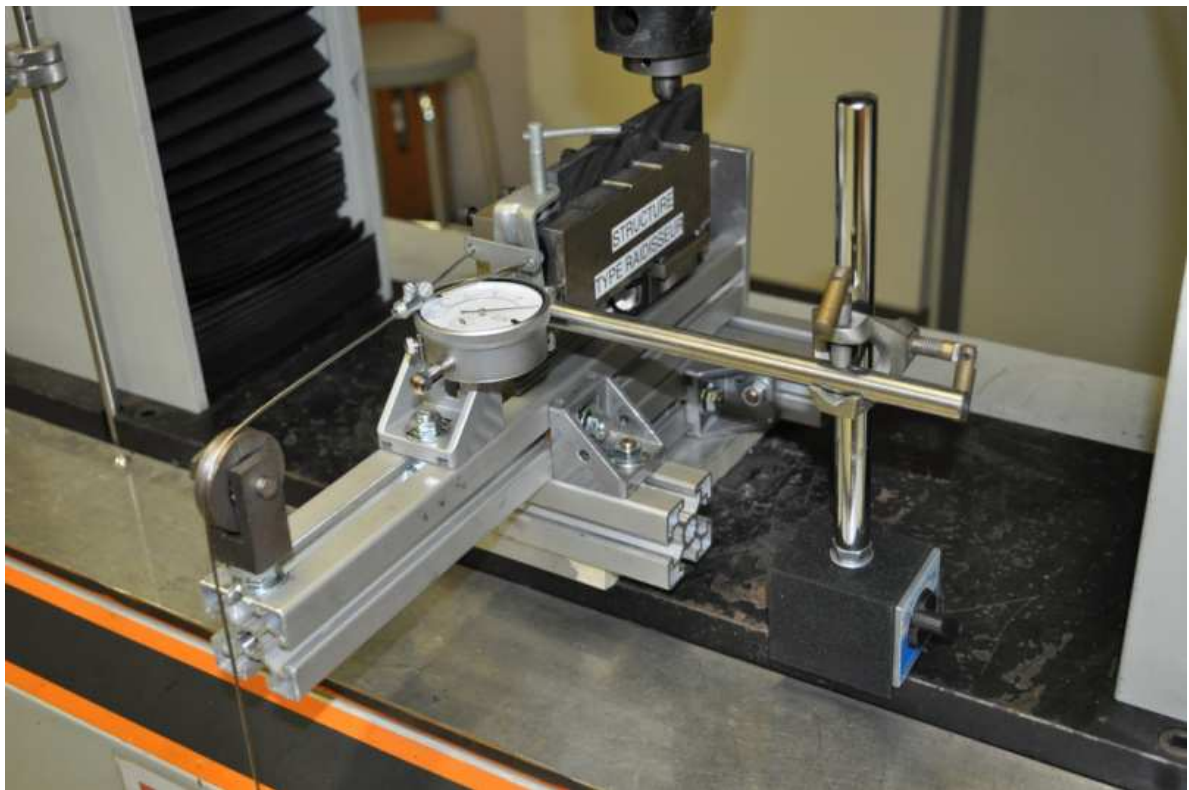


Figure 44 : Montage de l'essai de frottement

Les essais sont réalisés sur une machine INSTRON 4206 électromécanique de 100 kN. Le capteur d'effort de la machine fournit le signal de force. L'effort Normal (direction de compression) est relevé. L'impacteur hémisphérique de diamètre 16 mm est une nouvelle fois utilisé.

Une plaque d'UD (Figure 45) a été définie avec tous les plis orientés dans la même direction : $[0_{30}]$, soit une épaisseur de 7.5 mm pour 30 plis d'UD pré-imprégné carbone T700/M21. Les échantillons de cette plaque permettront de réaliser des essais d'indentation d'UD présentés au paragraphe suivant.

Les éprouvettes sont ensuite découpées pour cinq orientations de fibre par rapport à l'axe d'impact. Cette étude permettra d'étudier le frottement impacteur-composite en fonction de l'orientation des fibres par rapport à l'axe d'impact ; à savoir 0° , 45° , 60° , 80° et 90° .

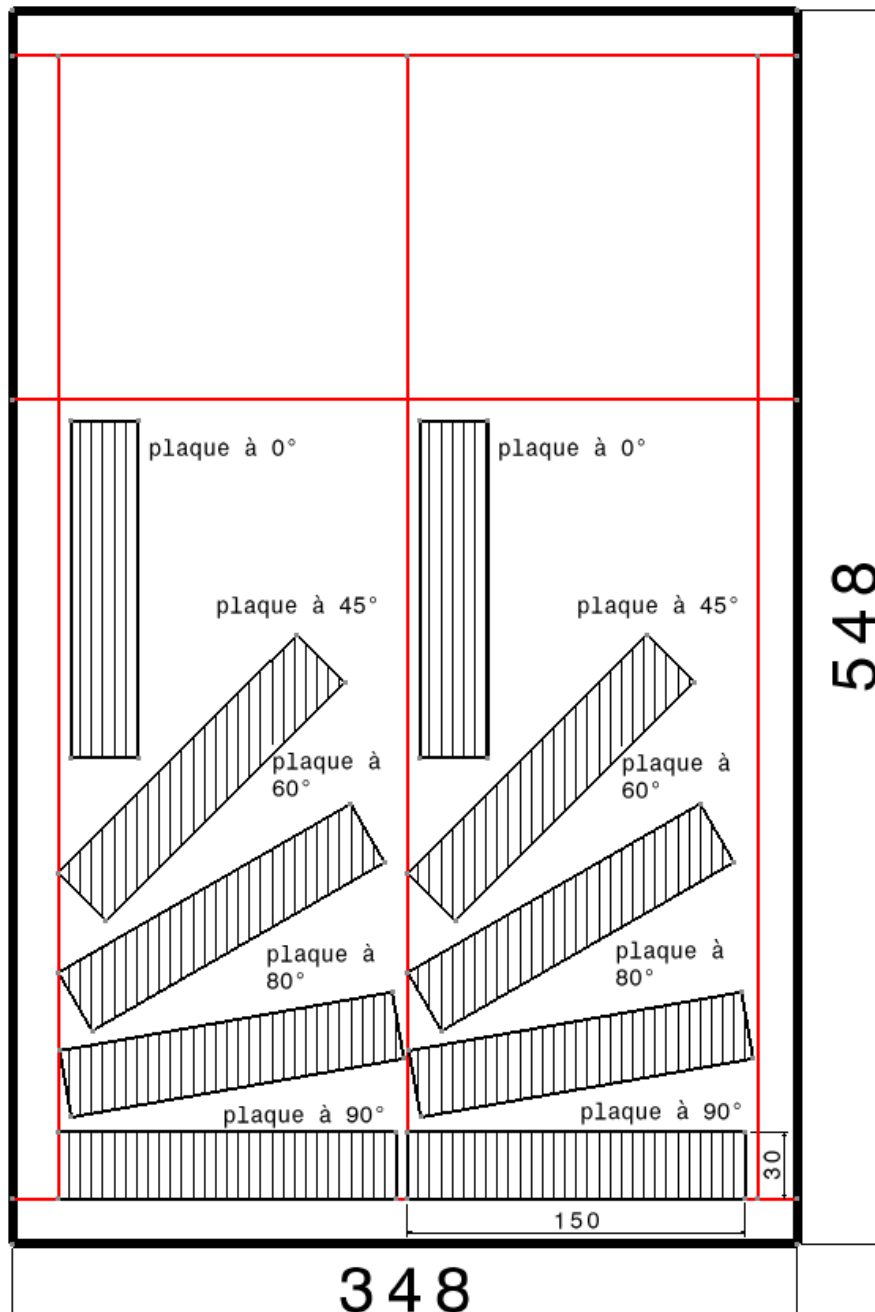


Figure 45 : Détermination des échantillons pour les essais de frottement

Enfin les dimensions de l'éprouvette sont définies de la façon suivante : longueur 150 mm, hauteur 30 mm dont 5 mm hors des conditions aux limites.

Quelques études sur le coefficient de frottement entre l'acier et un composite ont déjà été effectuées dans la littérature, par exemple [3,12,16]. Une étude particulièrement intéressante (Figure 46) a été effectuée sur le frottement entre un outil d'usinage et un stratifié carbone [12].

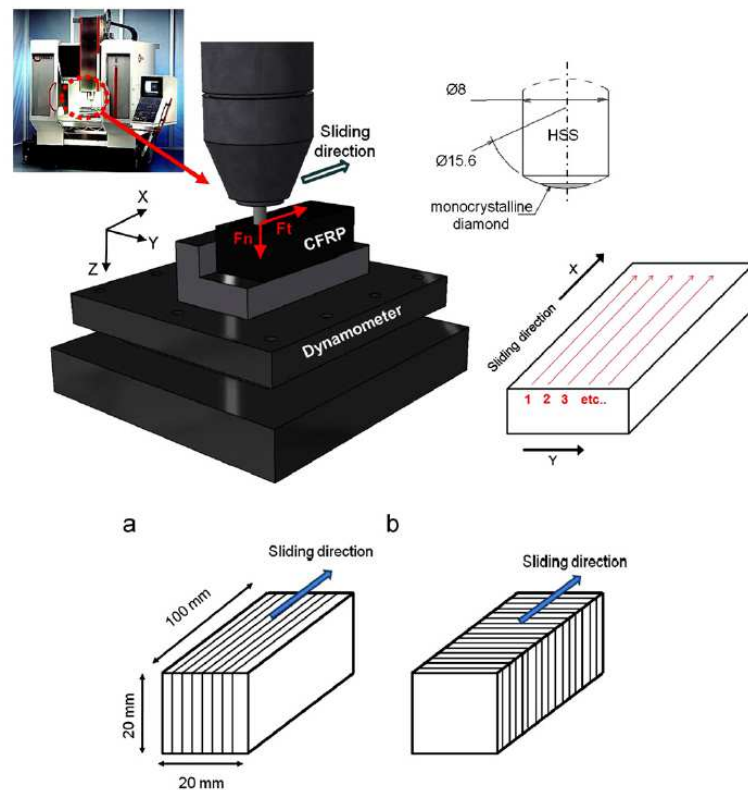


Figure 46 : Etude de frottement lors d'un usinage [12]

Le résultat principal de cette étude réside dans le coefficient de frottement relativement faible observé pendant l'étude (Figure 47) d'environ 0.1.

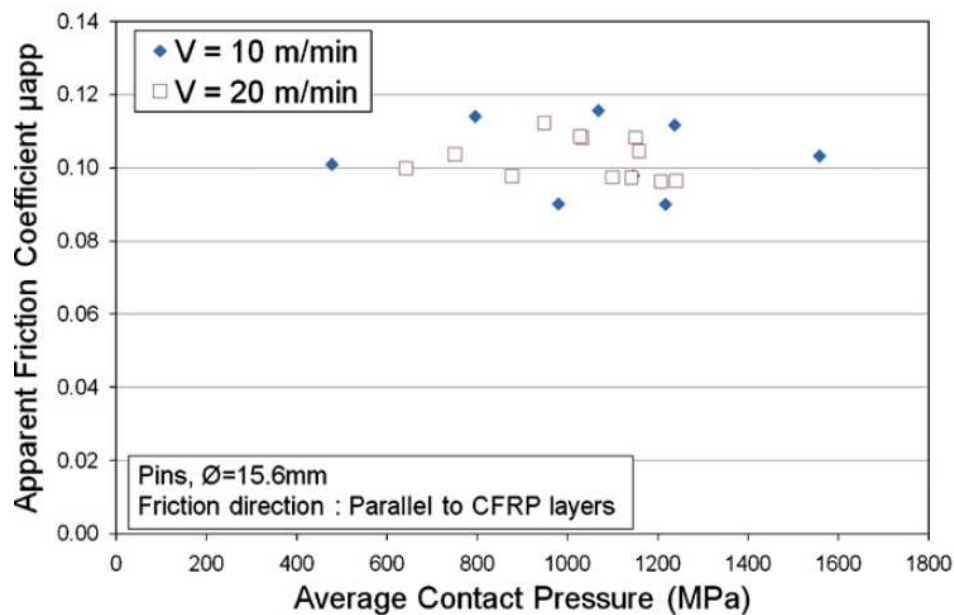


Figure 47 : Coefficient de frottement relevé lors de l'étude [12]

Lors de cette thèse, le principe d'essai de frottement, réalisé à sec, (comme dans le cas d'un impact d'outil sur le chant d'un raidisseur) est le suivant (Figure 48) :

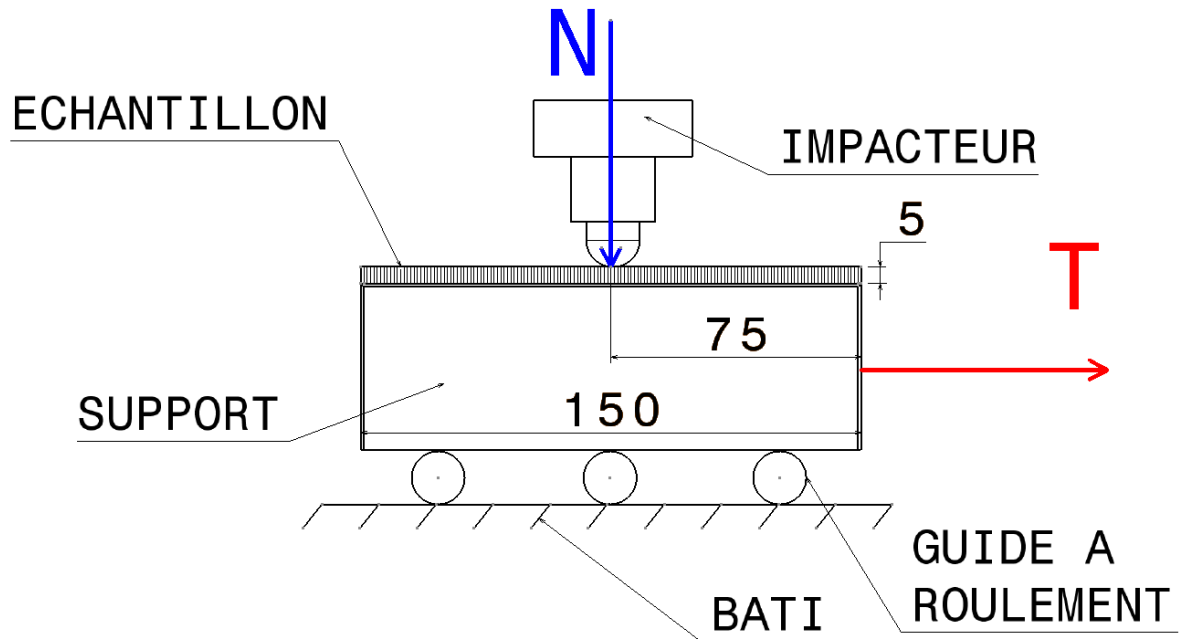


Figure 48 : Principe des essais de frottement

Un effort normal N est appliqué sur l'échantillon par le biais de l'impacteur. Un guide à roulement est positionné entre l'échantillon et le bâti pour laisser libre la translation de l'éprouvette. L'échantillon est alors mis en charge à l'aide de masses situées au bout d'une poulie afin d'engendrer un effort tangentielle T . La relation qui lie T à N à la limite du glissement est supposée de type Coulomb :

$$T = N \cdot f \quad [\text{Eq.3}]$$

Avec f le coefficient de frottement. On charge alors progressivement T pour chaque N jusqu'à atteindre le glissement.

Les courbes force normale / force tangentielle sont tracées (Figure 49). On note la forte similitude du comportement quelle que soit l'orientation de l'échantillon UD (Figure 49).

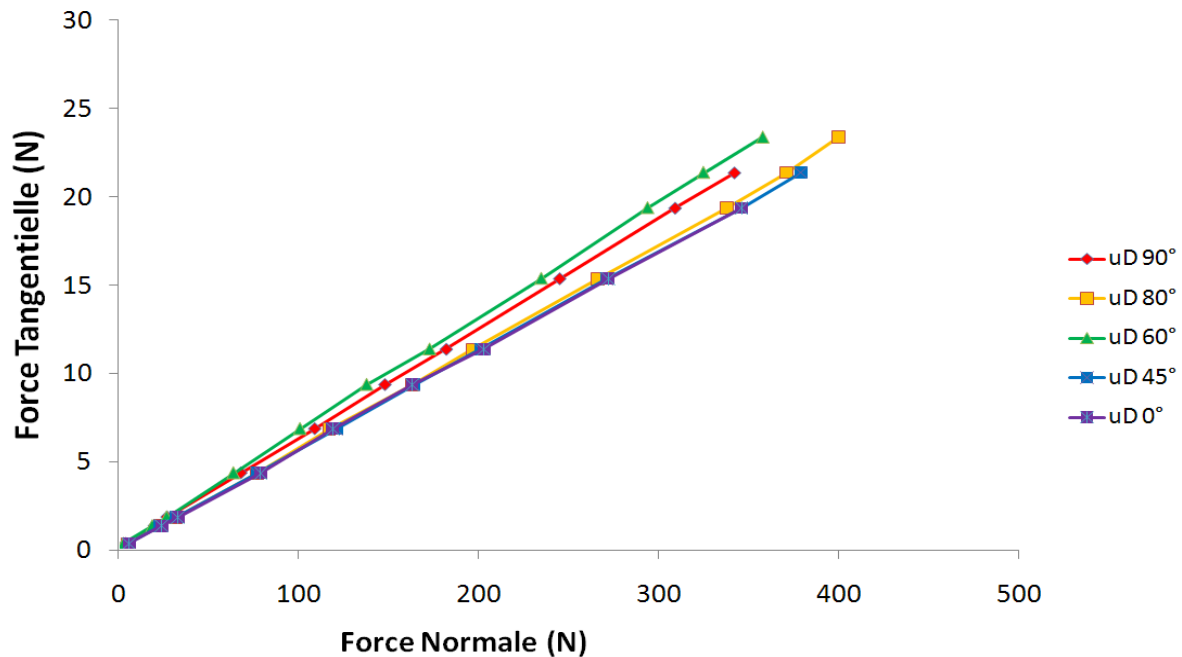


Figure 49 : Courbes force normale / force tangentielle des essais de frottement

En conclusion un coefficient de frottement de 0.06 a été mesuré et ce quelle que soit l'orientation des fibres ; c'est ce coefficient de frottement qui est implanté dans le modèle numérique. Cette valeur bien que faible est en relatif bon accord avec l'étude de Mondelin [12].

5.2. Modification de la loi de rupture de fibre en compression

Comme nous l'avons vu au chapitre I (bibliographie) dans le cas de la rupture en compression fibre, le comportement en crushing doit être pris en compte du fait de la présence de kink-bands et la « plasticité », ou plus exactement la déformation résiduelle, doit également être prise en compte afin que la déformation en compression ne revienne pas à 0 lors de la décharge [2] dans la direction longitudinale.

Nous avons vu au paragraphe 4, qu'il est indispensable de modéliser le plateau de crushing lors de l'essai d'impact dynamique pour la direction t et z. C'est ce que nous allons présenter ci-dessous. La loi de comportement de la fibre est un point essentiel de ces travaux de thèse. En effet, elle joue un rôle essentiel dans le scénario d'endommagement à l'impact ainsi que dans la tenue résiduelle après impact.

5.2.1. Crushing selon t

Un plateau de crushing est appliqué dans la direction t (Figure 50) afin de représenter les kink-bands et le crushing dans cette direction :

$$\sigma_{crush} = \frac{\sigma_{t \text{ compression}}^f}{\lambda_t}$$

Où σ_{crush} est la contrainte de crushing et $\sigma_{t \text{ compression}}^f$ est la résistance en compression transverse d'un pli. La présence de λ_t au dénominateur permet de prendre en compte la variation de la taille de l'élément selon z et représente l'augmentation (s'il est supérieur à 1) de la taille plastique, c'est-à-dire l'augmentation de taille qui correspond au crushing selon t . Pratiquement, cette augmentation est due à des débris, donc elle ne doit pas être prise en compte car physiquement elle ne peut pas augmenter la contrainte de crushing. Donc, quelle que soit la taille de l'élément, et si l'on suppose les comportements de crushing indépendants selon l et t , l'effort est constant et égal à sa section initiale multipliée par $\sigma_{t \text{ compression}}^f$ quelle que soit l'expansion selon z . Cette expansion est obtenue en intégrant la déformation plastique selon z :

$$\lambda_t = \lambda_t \cdot \varepsilon_z^{plastique}$$

Où $\varepsilon_z^{plastique}$ est la déformation plastique selon la direction z .

Dans la position initiale, on a évidemment $\lambda_t = 1$. Puis on limite λ_t à 2 pour limiter l'expansion excessive. De plus λ_t est moyenné sur l'ensemble de l'élément sur les 8 points d'intégration :

$$\lambda_t = \text{moyenne}_{i=1,8} \lambda_t^i$$

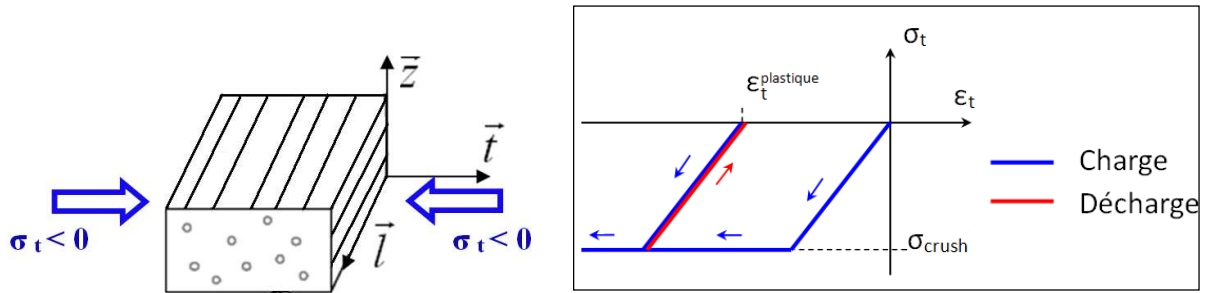


Figure 50 : Principe du crushing dans la direction t

Puis, on définit la déformation plastique $\varepsilon_t^{plastique}$ à l'aide de la fonction de charge selon t , f_t :

$$\varepsilon_t^{plastique} \text{ telle que : } f_t = |\sigma_t - \sigma_{crush}| \leq 0$$

Et enfin la contrainte est calculée par :

$$\sigma_t = H_{lt} \cdot (1 - d_f) \cdot (\varepsilon_l - \varepsilon_l^{plastique}) + H_{tt} \cdot (\varepsilon_t - \varepsilon_t^{plastique}) + H_{tz} \cdot (\varepsilon_z - \varepsilon_z^{plastique})$$

Et on prend en compte l'expansion selon z en considérant le volume constant (Figure 51) :

• plastique	• plastique
ε_z	$= -\varepsilon_t$

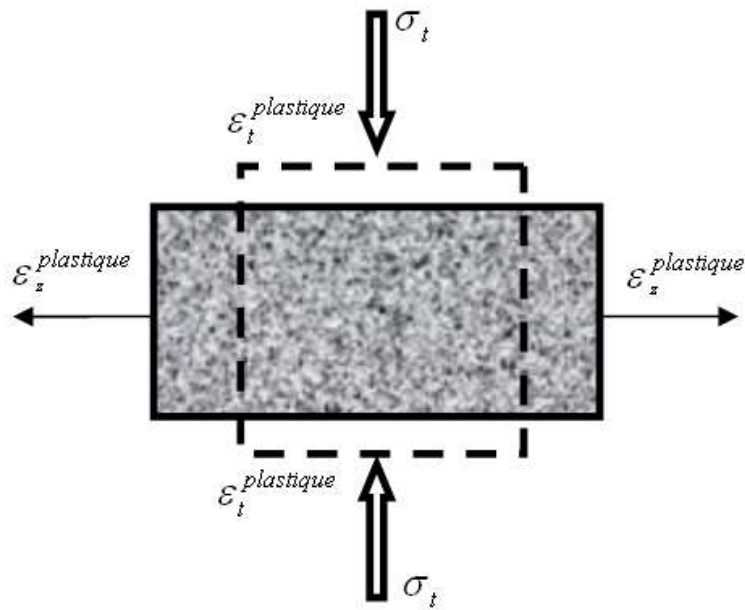


Figure 51 : Prise en compte de l'expansion selon z en considérant le volume constant

Afin d'éviter les compressions excessives, et donc les distorsions excessives d'éléments, on limite volontairement $\varepsilon_t^{\text{plastique}}$ à -1.6, soit à environ 80% de la taille initiale (cf. crushing selon l).

5.2.2. Crushing selon z

De la même manière que pour le crushing selon t, un plateau de crushing est appliqué dans la direction z (Figure 52) afin de représenter les kink-bands et le crushing dans cette direction :

$$\sigma_{crush} = \sigma_t^f \text{ compression}$$

Puis, on définit la déformation plastique selon la direction z, $\varepsilon_z^{plastique}$ à l'aide de la fonction de charge selon z, f_z :

$$\varepsilon_z^{plastique} \text{ telle que : } f_z = |\sigma_z - \sigma_{crush}| \leq 0$$

Et enfin la contrainte est calculée par :

$$\sigma_z = H_{tz} \cdot (1 - d_f) \cdot (\varepsilon_l - \varepsilon_l^{plastique}) + H_{tz} \cdot (\varepsilon_t - \varepsilon_t^{plastique}) + H_{zz} \cdot (\varepsilon_z - \varepsilon_z^{plastique})$$

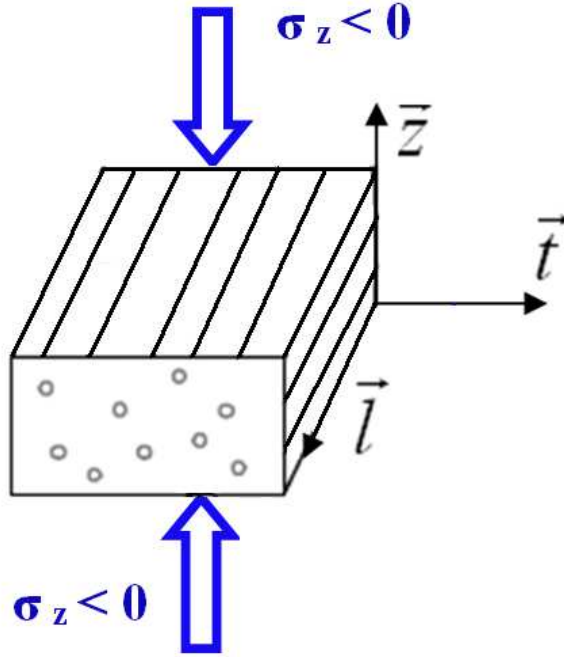


Figure 52 : Principe du crushing dans la direction z

Néanmoins, étant donné le peu de chargement selon z, la prise en compte de l'allongement selon t vis-à-vis de la contrainte de crushing selon z n'a pas été considérée. On constate en effet très peu d'éléments en crushing selon z lors de l'essai d'impact sur chant. Afin de généraliser la modélisation et d'avoir une équivalence entre la direction t et z, et donc de respecter l'isotropie transverse du matériau, ce travail devra être réalisé.

5.2.3. Crushing selon l

D'autre part le crushing selon l a été modifié. De la même façon que l'on a limité $\varepsilon_l^{plastique}$ afin d'éviter les distorsions excessives d'éléments, la déformation plastique $\varepsilon_l^{plastique}$ est également limitée à -1.6 soit à environ 80% de la taille initiale et ce en augmentant σ_{crush} .

Si $\varepsilon_l \leq -1.6$: alors (Figure 53) :

$$\sigma_{crush} = \sigma_{l\ compression}^f \cdot \exp(-2(\varepsilon_l + 1.6))$$

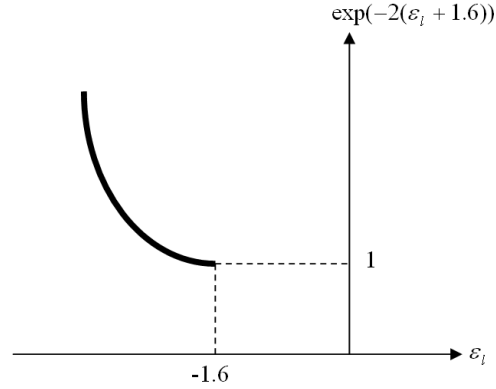


Figure 53 : Détermination de σ_{crush}

Puis, on définit alors la déformation plastique selon la direction l, $\varepsilon_l^{plastique}$ à l'aide de la fonction de charge selon l, f_l :

$$\varepsilon_l^{plastique} \text{ telle que : } f_l = |\sigma_l - \sigma_{crush}| \leq 0$$

Et enfin la contrainte est calculée par :

$$\sigma_l = H_{ll} \cdot (1 - d_f) \cdot (\varepsilon_l - \varepsilon_l^{plastique}) + H_{ll} \cdot (\varepsilon_t - \varepsilon_t^{plastique}) + H_{lz} \cdot (\varepsilon_z - \varepsilon_z^{plastique})$$

Lors d'une rupture en compression avec crushing, on limite l'endommagement de cisaillement d_f^{cis} à 0.5 afin d'éviter les distorsions excessives des éléments rompus :

$$d_f^{cis} = \text{Min}(d_f; 0.5)$$

Pratiquement cela s'explique par le fait que lorsque le matériau est rompu et en compression, il présente toujours une raideur de cisaillement. Enfin, l'étude de l'influence de cette limitation de l'endommagement devra être réalisée afin de vérifier l'approche utilisée.

Enfin, lorsque le crushing atteint : $\varepsilon_1 \leq -1.6$, le crushing est transmis (Figure 54) aux deux éléments voisins (ou à l'élément voisin si c'est un élément en bord) car une fois le crushing initié, les éléments voisins ne peuvent plus atteindre la contrainte à rupture de compression selon 1, ni dissiper $G_I^{c_compression}$.

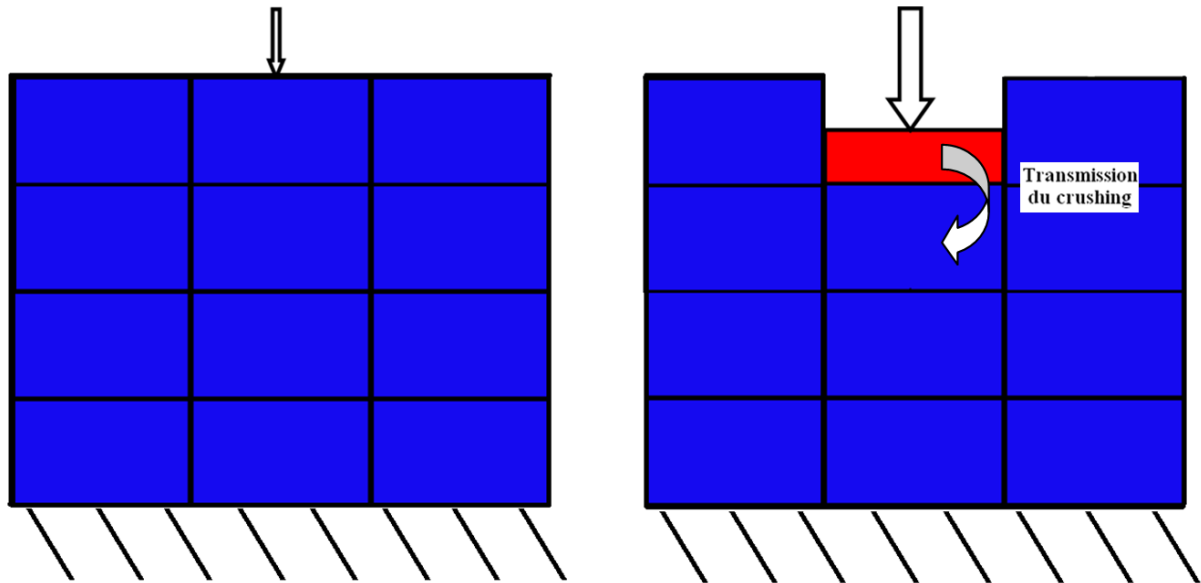


Figure 54 : Principe de la transmission du crushing

5.3. Résultats essai-modèle d'indentation cylindrique sur chant d'UD

Afin d'isoler la contribution de chaque direction de fibre lors de l'essai/modèle d'indentation, le choix a été fait d'étudier chaque orientation de fibre UD par rapport à l'axe d'indentation en réalisant des essais d'indentation sur chant d'UD (Figure 55) puis de comparer ces résultats au modèle numérique dont la loi de comportement a été développée dans le paragraphe précédent ; l'objectif étant de modéliser les phénomènes d'endommagements et en particulier le phénomène de crushing.

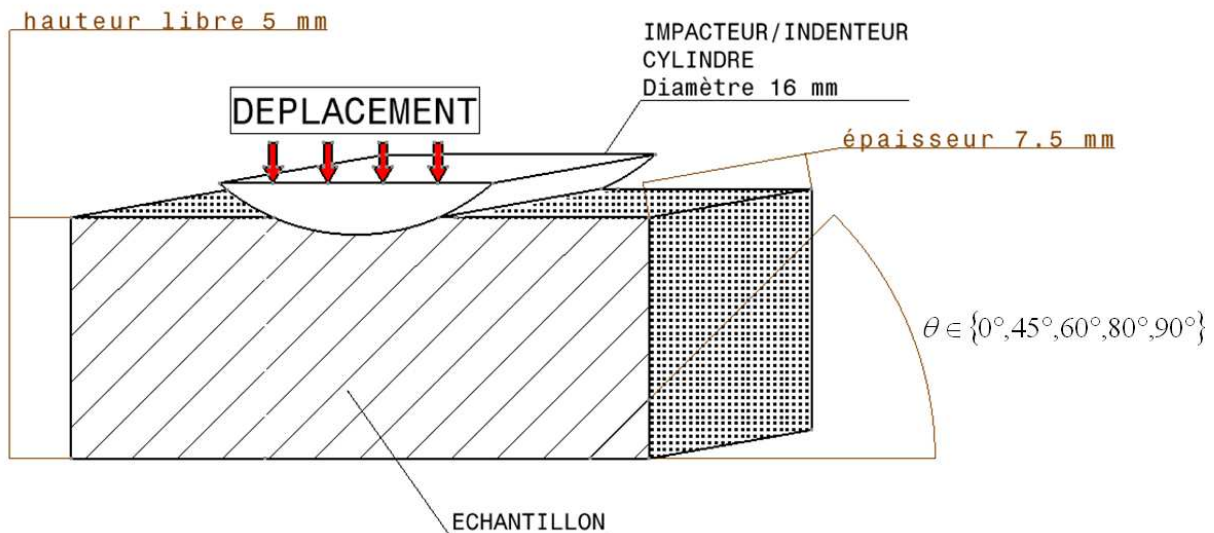


Figure 55 : Principe d'impact/indentation cylindrique sur chant d'UD

5.3.1. Matériaux et méthodes

Une plaque d'UD (Figure 45) identique à celle définie lors de l'essai de frottement a été retenue avec tous les plis orientés dans la même direction : $[0_{30}]$, soit une épaisseur de 7.5 mm pour 30 plis d'UD pré-imprégné carbone T700/M21.

De même, les éprouvettes sont ensuite découpées pour cinq orientations de fibre par rapport à l'axe d'impact. Cette étude permettra d'étudier le comportement en indentation quasi-satique en fonction de l'orientation des fibres par rapport à l'axe d'indentation ; à savoir 0° , 45° , 60° , 80° et 90° .

Enfin les dimensions de l'éprouvette sont définies de la façon suivante : longueur 150 mm, hauteur 30 mm dont 5 mm hors des conditions aux limites.

5.3.2. Essais d'indentation d'UD-Machine de traction-compression

En parallèle des essais d'impact sur chant d'UD, une campagne d'essais d'indentation quasi-statique sur chant d'UD (Figure 56) a été réalisée afin de comparer les essais statiques et dynamiques. Les essais sont suivis avec la même méthode que les essais d'indentation réalisés sur les drapages représentatifs de raidisseurs aéronautiques (paragraphe 1). Tous les essais ont été réalisés avec le même impacteur **cylindrique** de diamètre 16 mm.



Figure 56 : Montage de l'essai d'indentation sur chant d'UD

Le but de cet essai d'indentation sur chant d'UD est d'identifier les phénomènes d'endommagement, en particulier de crushing, et de les comparer aux essais d'impact.

5.3.3. Résultats et discussion des essais d'indentation sur chant d'UD

Les courbes effort-déplacement d'indentation sont tracées Figure 57. On observe logiquement qu'il y a un effet de l'orientation des fibres sur la raideur d'indentation et la propagation des dommages (Figure 58). Deux catégories se distinguent : de 90° à 60° (CAT1) et de 45° à 0° (CAT2).

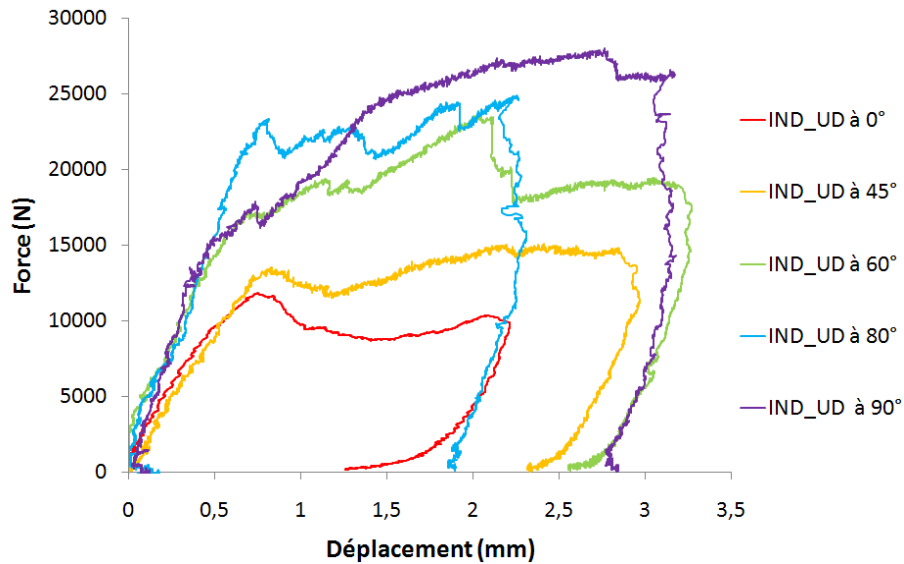


Figure 57 : Comparatif des courbes effort-déplacement de cinq orientations d'UD par rapport à l'axe d'indentation

Une étude détaillée des scénarii d'endommagement (avec, en particulier, des essais arrêtés) ainsi qu'une étude de répétabilité auraient été nécessaires mais n'ont pas été réalisées par manque de temps. Ce travail devra être réalisé prochainement.

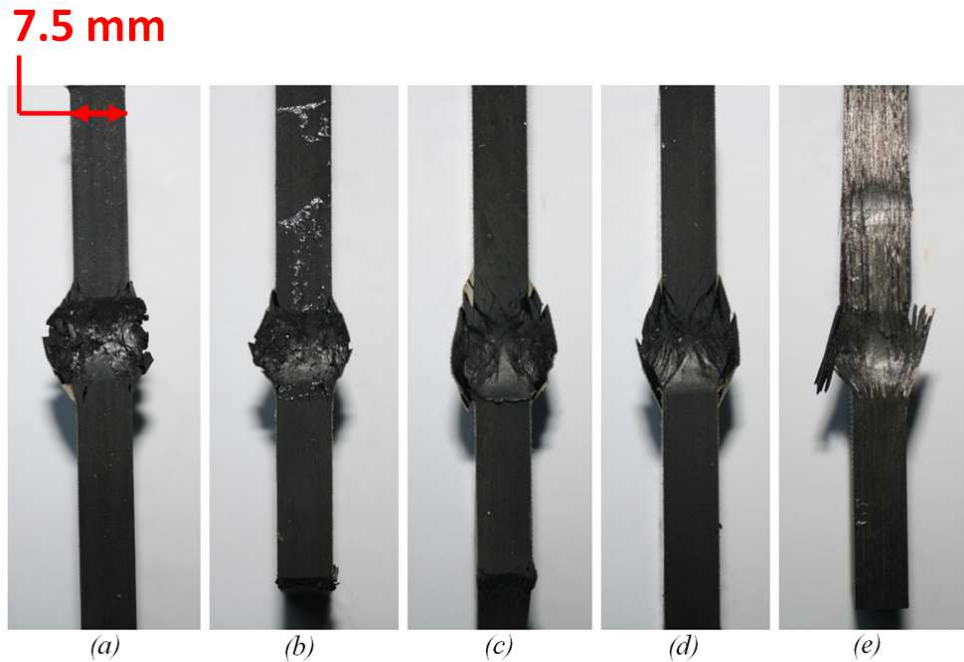


Figure 58 : Faciès d'endommagement d'indentation sur chant d'UD : de gauche à droite fibres orientées à 90° (a), 80° (d), 60° (b), 45° (c) et 0° (e) par rapport à l'axe d'indentation

5.4. Résultats et discussion du modèle d'indentation sur chant d'UD

L'objectif de ce paragraphe est de tester qualitativement la loi de comportement proposée aux paragraphes 5.1 et 5.2 avec un modèle basé sur la méthode de « Discrete Ply Model » (DPM) [5] et présentée au chapitre I paragraphe 2.7. Dans ce modèle trois types de dommage sont considérés ; à savoir, la rupture fibre, la fissuration matricielle et le délaminage. L'ensemble de l'éprouvette n'a pas été modélisée (6 mm de hauteur et 40 mm de longueur) en se concentrant sur la zone qui s'endommage afin de réduire le temps de calcul. La taille des éléments est fixée à 0.5 mm de longueur et 0.5 mm de largeur afin de limiter les distorsions d'éléments. Une analyse dynamique explicite est conservée avec une vitesse raisonnablement faible (0.1 mm/s) afin d'éliminer les problèmes dynamiques. Après la validation de ce modèle appliqué à l'indentation sur chant d'UD, la loi de comportement sera directement appliquée au modèle d'impact sur stratifié.

5.4.1. Fibres orientées à 90°

Dans le cas des fibres orientées à 90° (Figure 59), l'essai revient à effectuer un crushing progressif. La comparaison des courbes expérimentales et numériques est donnée Figure 60.

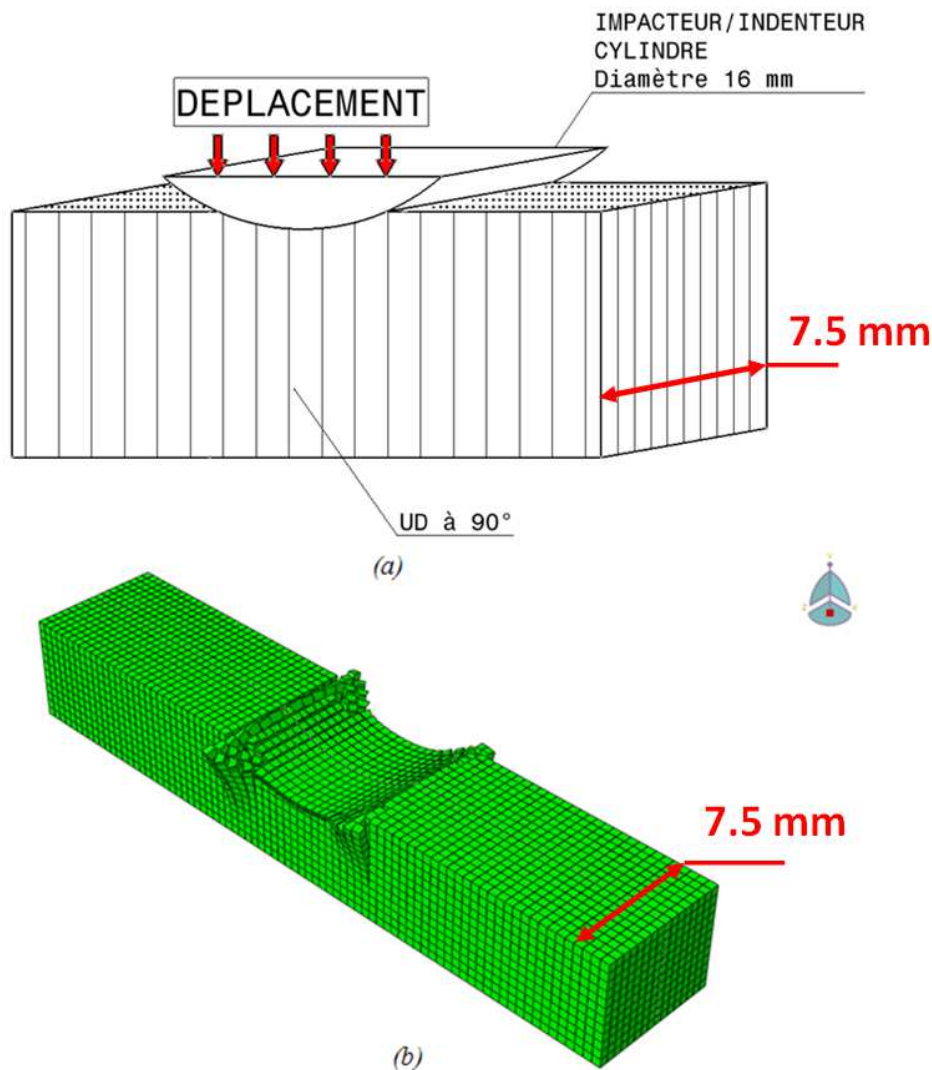


Figure 59 : Principe d'indentation cylindrique sur chant d'UD orienté à 90° (a) et déformations du modèle éléments finis correspondant (b)

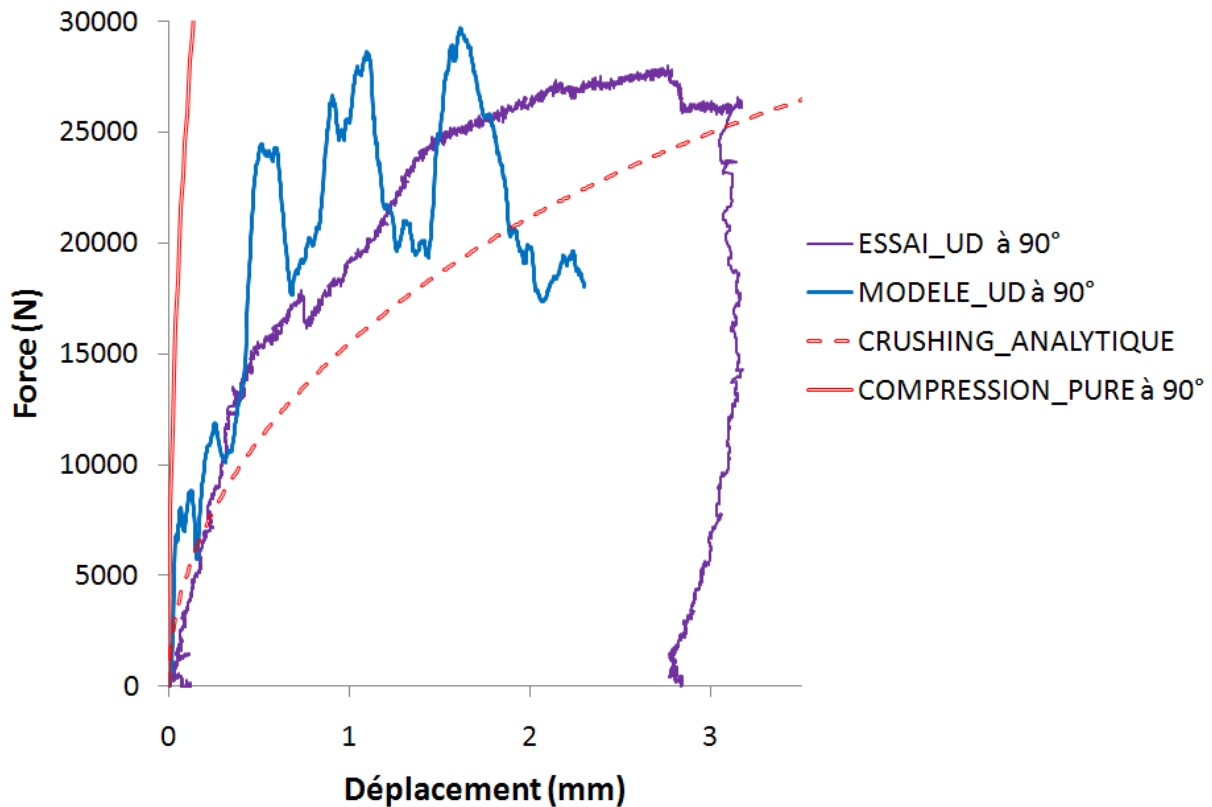


Figure 60 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement d'indentation sur chant d'UD orienté à 90°

Le modèle présente de fortes oscillations dues à la rupture des éléments « un par un ». En effet, lorsqu'un élément atteint la contrainte $\sigma_{t\text{ compression}}^f$ (élément 1 _ Figure 61), l'effort est maximum puis l'élément rompt et l'effort chute. L'élément suivant (élément 2 _ Figure 61), passe directement en crushing dès que l'élément 1 est trop comprimé. C'est alors l'élément voisin 3 qui va faire remonter l'effort car il sera passé en compression. Ceci explique ces oscillations. Afin de diminuer ces oscillations, il serait nécessaire de diminuer la taille de maille, mais le choix a été fait de garder un maillage identique au modèle d'impact sur chant (paragraphe suivant). Une corrélation relativement bonne est toutefois admise avec les résultats expérimentaux (Figure 60).

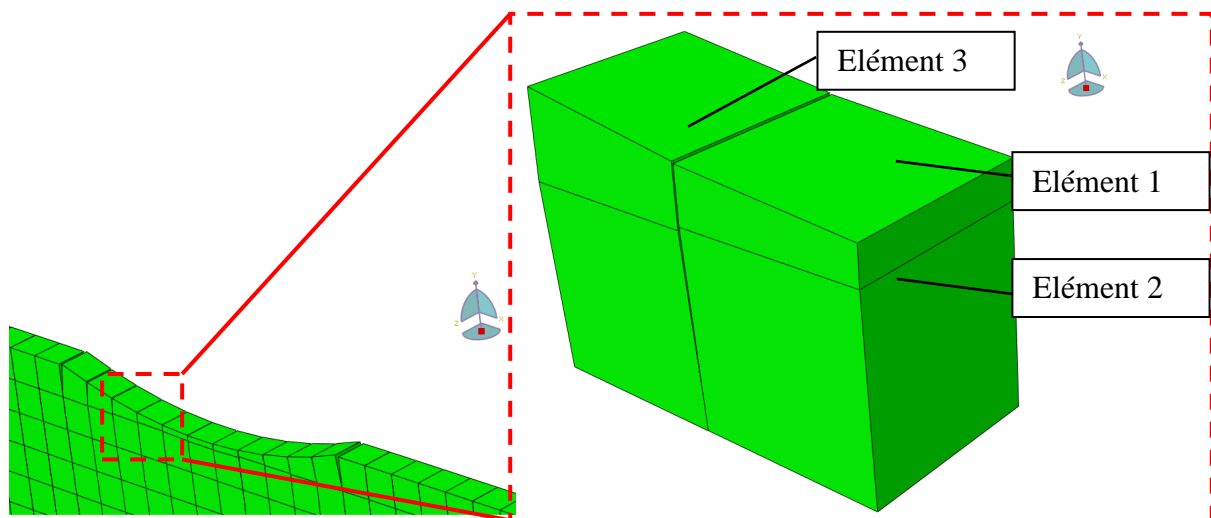


Figure 61 : Rupture d'éléments provoquant les oscillations de la courbe effort/déplacement

De plus, à mesure que l'indenteur pénètre dans l'échantillon il est de plus en plus difficile de reprendre l'effort car progressivement les éléments sont sollicités seulement dans un coin dû à la courbure de l'indenteur (Figure 62). Ceci explique l'effort trop faible obtenu à la fin de la courbe (déplacement d'impacteur d'environ 2 mm Figure 60). Il serait nécessaire, non seulement d'affiner le maillage, mais également de travailler sur la formulation de l'élément pour permettre de telles sollicitations.

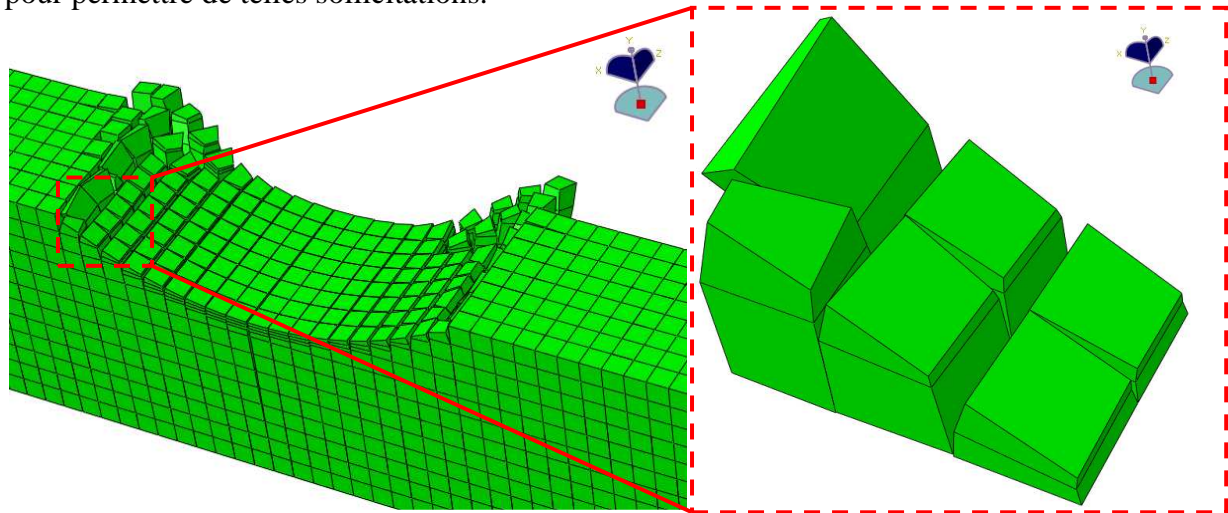


Figure 62 : Eléments sollicités en coin pour un déplacement de l'indenteur de 2.5 mm

La surface de contact indenteur/échantillon projetée de 81 mm² mesurée sur le modèle est proche de celle mesurée sur l'échantillon réel (97 mm²) bien que la forme de l'endommagement soit qualitativement assez différente (Figure 63). En effet on peut noter que sur le modèle, la zone centrale de l'échantillon ne déverse pas dans la direction hors plan (comme c'est le cas sur l'échantillon réel). Il faudrait, pour cela, gérer un allongement plastique selon t et z lorsqu'il y a crushing selon l.

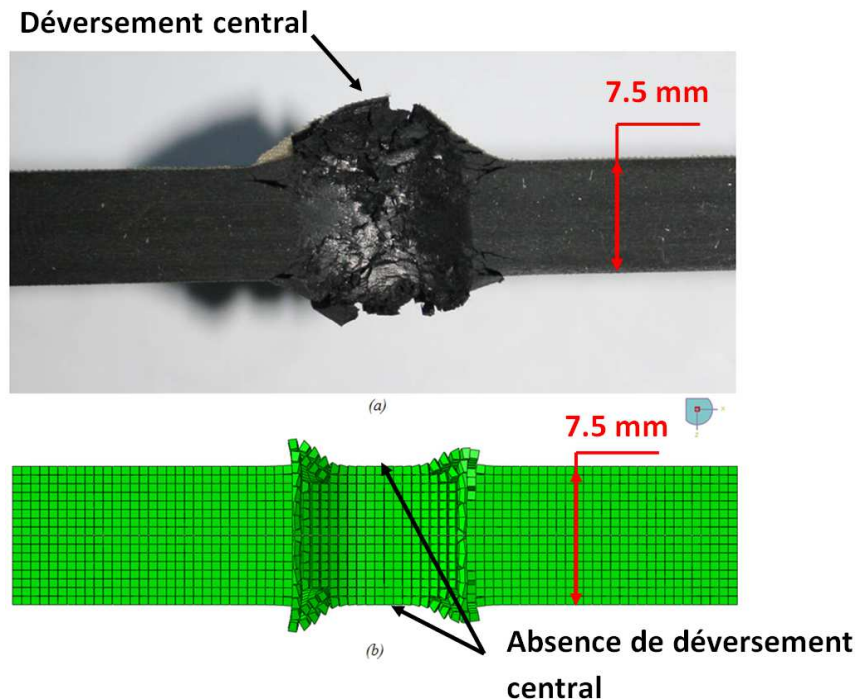


Figure 63 : Comparatif Essai (a)-Modèle (b) de la forme de l'endommagement sur chant et de la surface de contact indenteur/échantillon projetée d'un UD orienté à 90°

5.4.2. Fibres orientées à 0°

Dans le cas des fibres orientées à 0° (Figure 64), nous effectuons un crushing selon t dès les premiers instants ; donc la courbe effort/déplacement du modèle (Figure 65) suit fidèlement la courbe du crushing analytique théorique (calculée de la même manière qu'au paragraphe 3 pour un indenteur cylindrique). Le modèle est alors en bon accord avec l'essai.

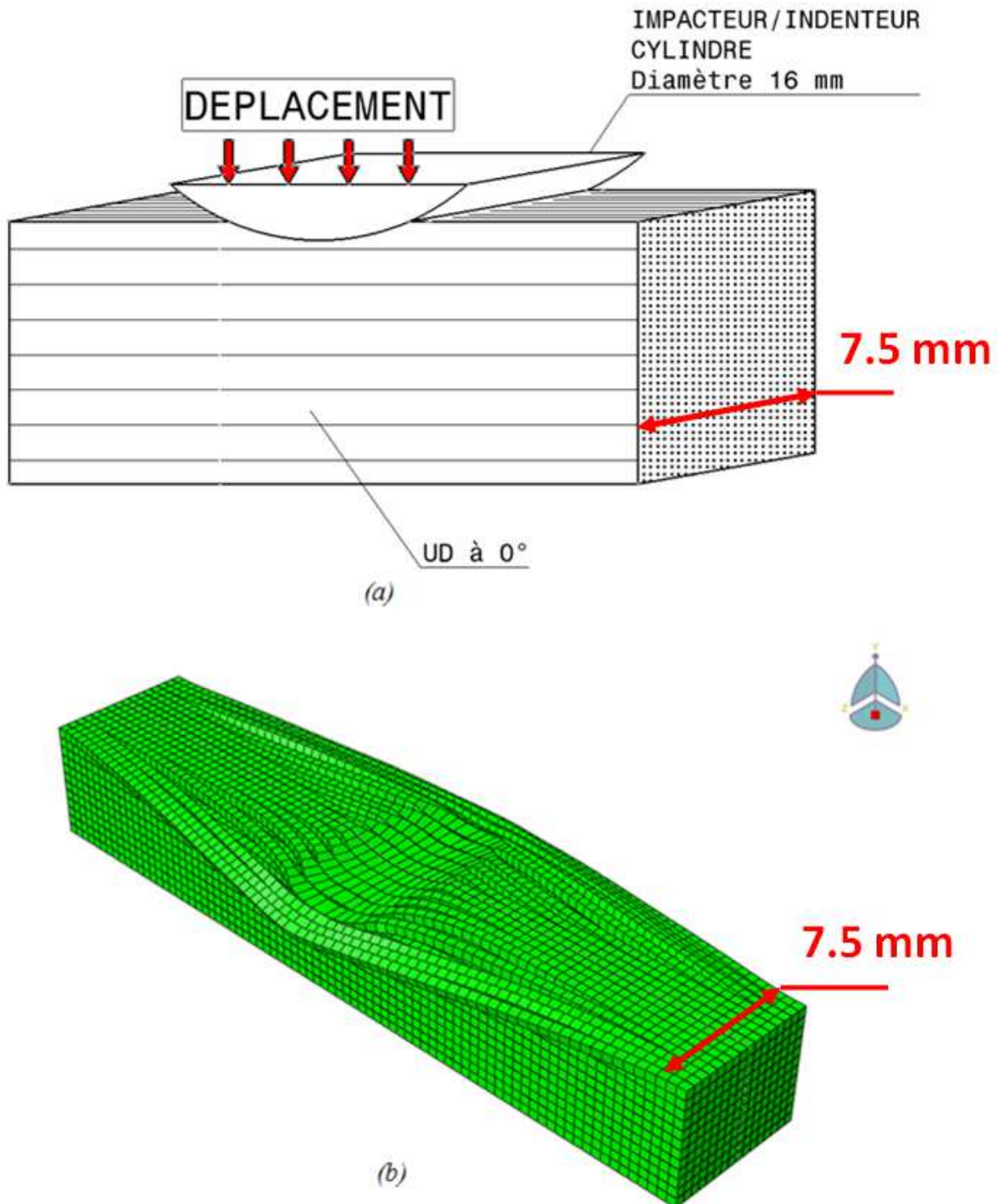


Figure 64 : Principe d'indentation cylindrique sur chant d'UD orienté à 0° (a) et déformations du modèle éléments finis correspondant (b)

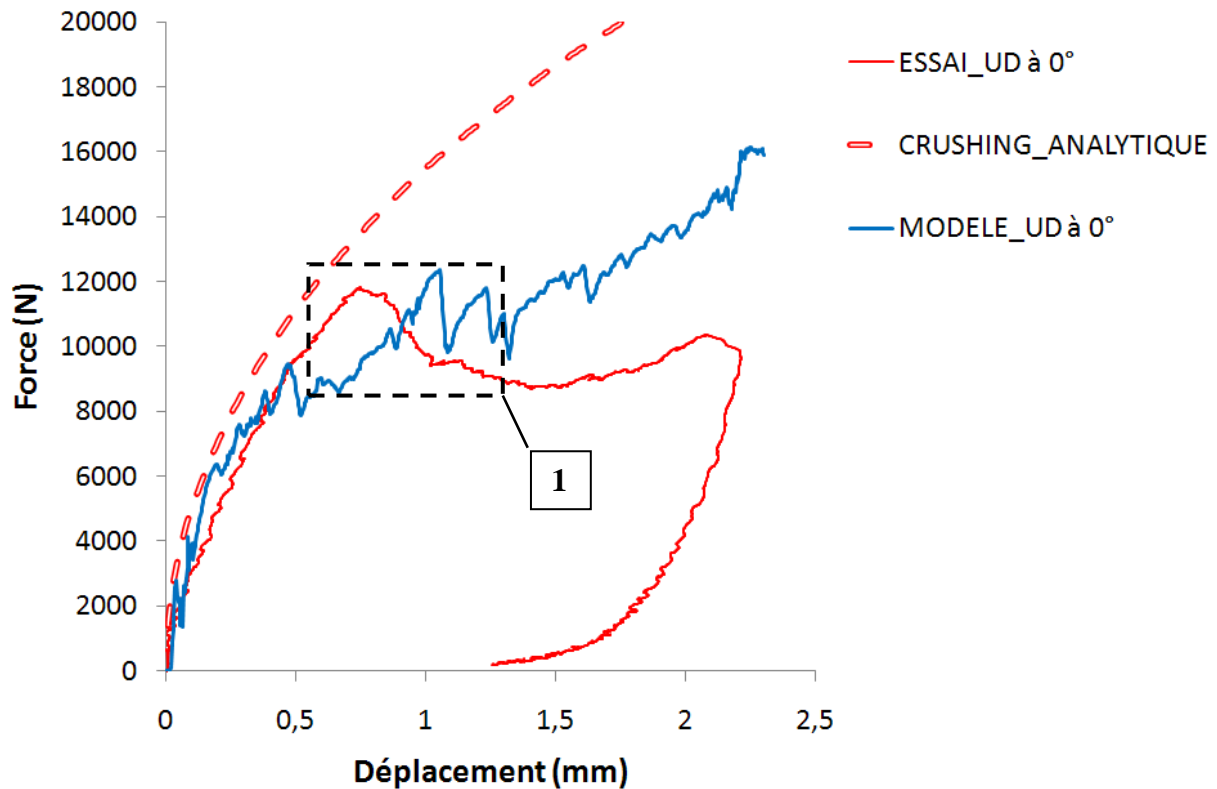


Figure 65 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement d'indentation sur chant d'UD orienté à 0°

Puis à partir d'un déplacement d'indenteur de 0.5 mm environ, les courbes effort/déplacement du modèle et de l'essai divergent (Figure 65.1). Ce phénomène peut être expliqué par un déversement excessif du modèle dans la direction hors plan z (Figure 66.b) alors que des ruptures de fibres apparaissent lors de l'essai (Figure 66.a) engendrant probablement la chute d'effort observée sur la courbe effort-déplacement. Le déversement du modèle est dû à l'expansion selon z provoquée par le crushing selon t. Evidemment, la surface de contact indenteur/échantillon projetée de 144 mm² mesurée sur le modèle est éloignée de celle mesurée sur l'échantillon réel (84 mm²) et la forme de l'endommagement est qualitativement très différente (Figure 66).

Rupture Fibre

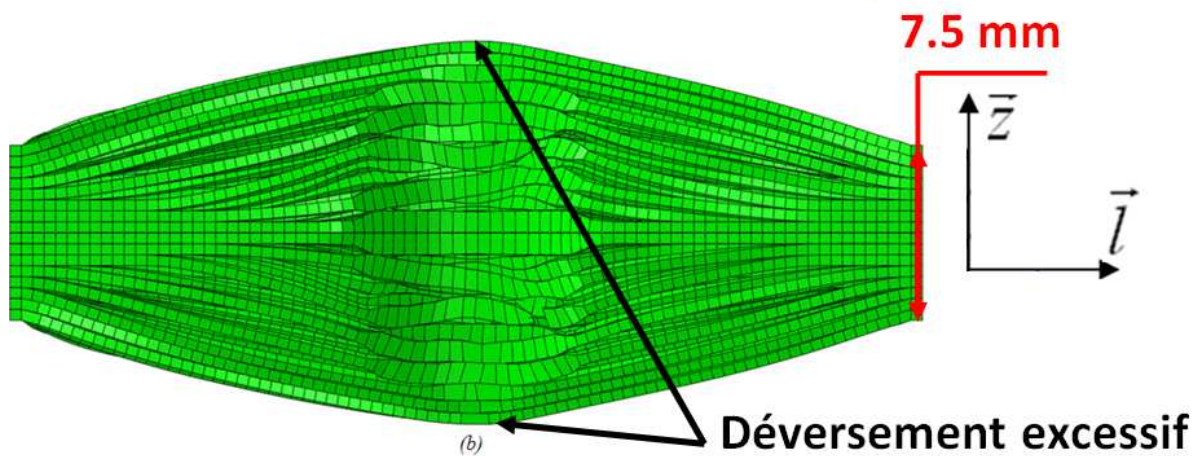
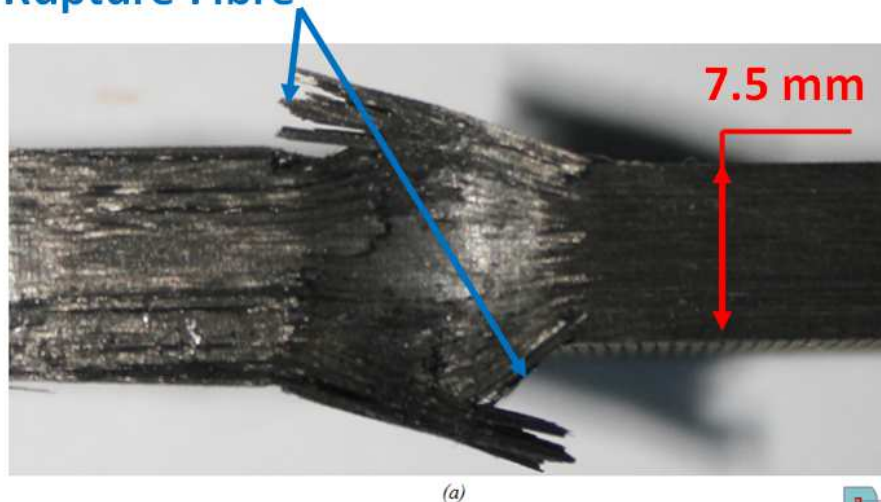


Figure 66 : Comparatif Essai (a)-Modèle (b) de la forme de l'endommagement sur chant et de la surface de contact indenteur/échantillon projetée d'un UD orienté à 0°

Numériquement, le déversement semble à peu près pris en compte mais il semble exagéré et dans le même temps les ruptures de fibres que l'on peut observer sur l'échantillon réel (Figure 66.a) sont sous-estimées. Cela est probablement dû au fait qu'il n'y a pas de rupture fibre en mode II dans le modèle. Même si ce point reste à confirmer, ce mode de rupture fibre devra être pris en compte à l'avenir.

5.4.3. Fibres orientées à 80°

Le cas des fibres orientées à 80° (Figure 67) est similaire à celui des fibres orientées à 0° avec des oscillations marquées de la courbe effort/déplacement (Figure 68). On remarque d'ailleurs que ces oscillations interviennent pour des déplacements d'indenteur identiques.

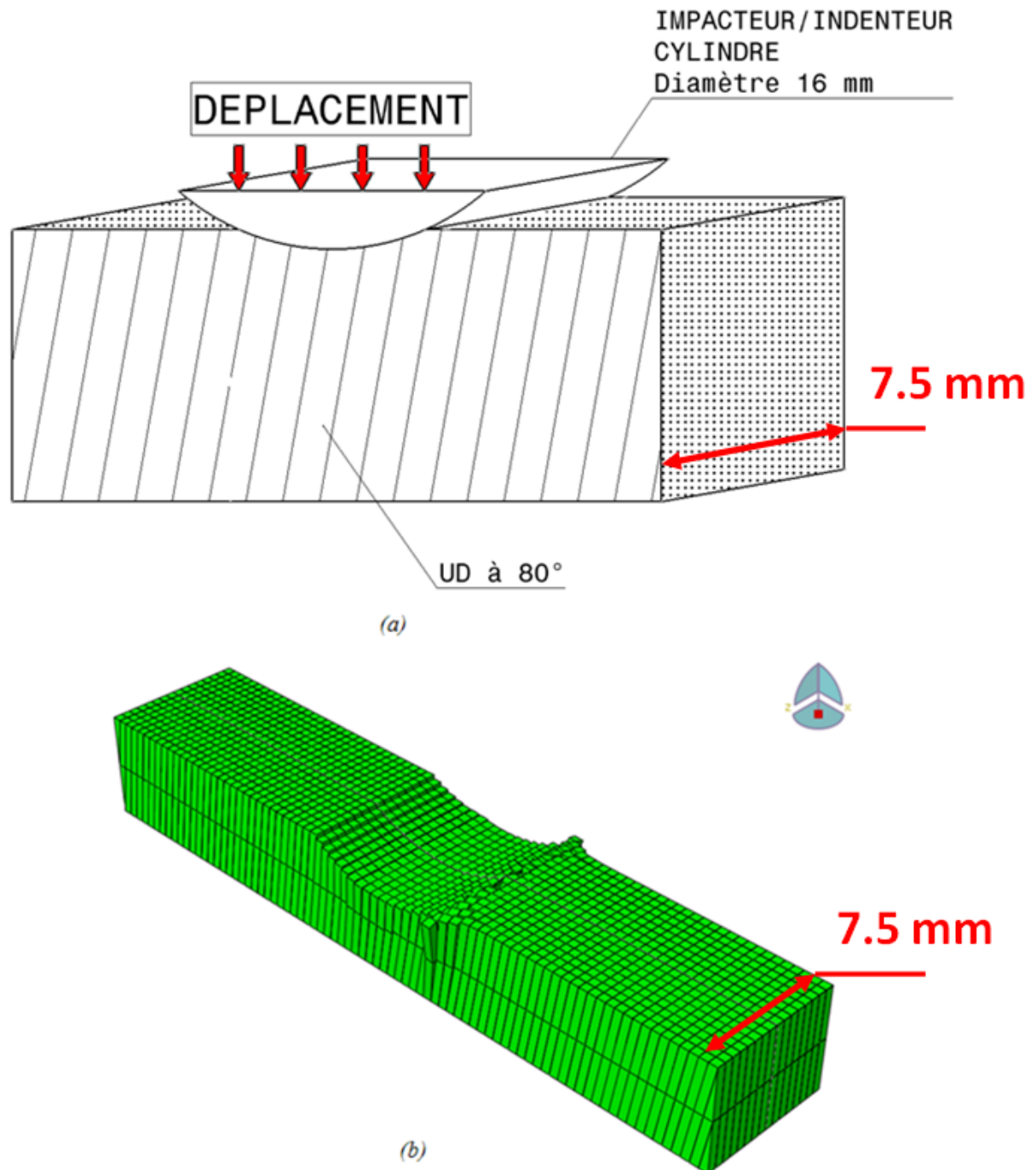


Figure 67 : Principe d'indentation cylindrique sur chant d'UD orienté à 80° (a) et déformations du modèle éléments finis correspondant (b)

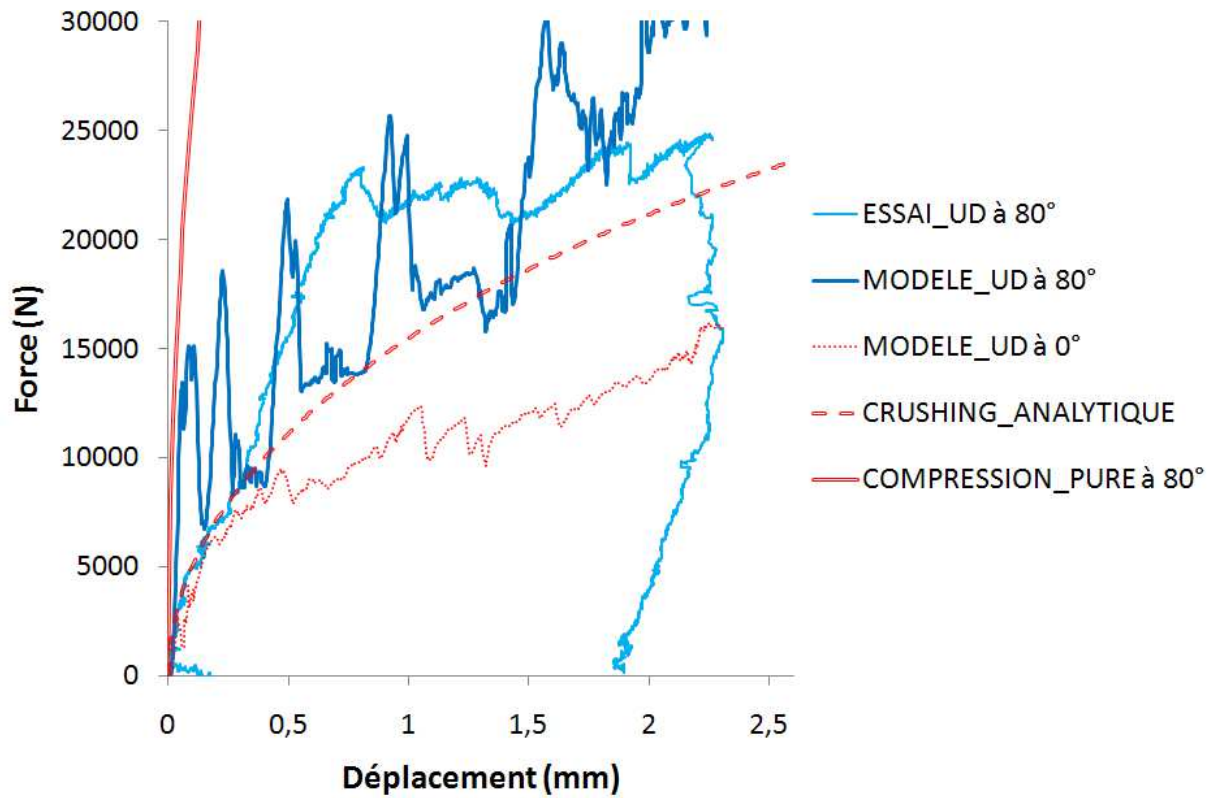


Figure 68 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement d'indentation sur chant d'UD orienté à 80°

Numériquement le modèle présente des éléments fortement dégénérés (Figure 69); c'est actuellement une limite du modèle qui est conçu pour des plis d'UD orientés à 0°, 90° et 45°.

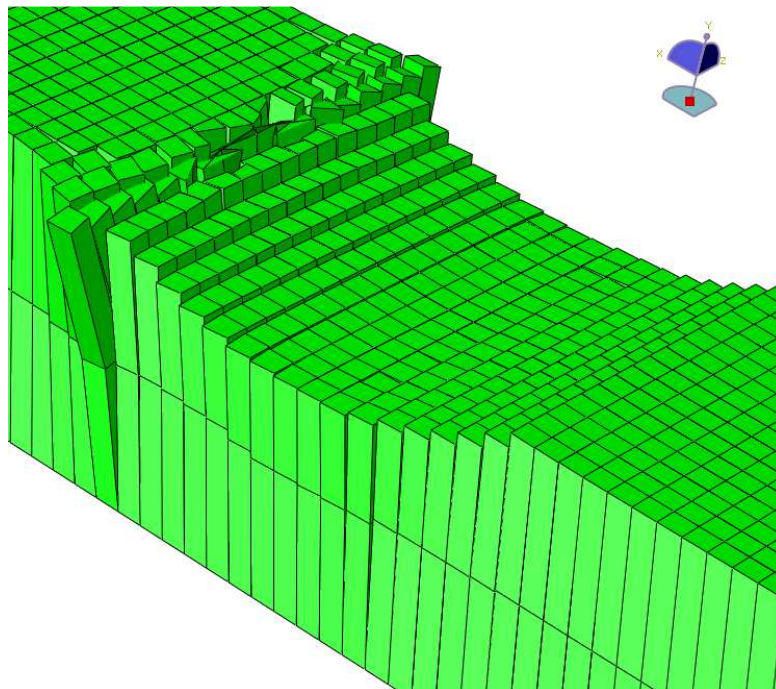


Figure 69 : Eléments fortement dégénérés du modèle d'indentation d'un UD orienté à 80°

La surface de contact indenteur/échantillon projetée de 68 mm^2 mesurée sur le modèle est proche de celle mesurée sur l'échantillon réel (87 mm^2) mais la forme de l'endommagement est qualitativement assez différente (Figure 70). En effet on peut noter que sur le modèle, la zone centrale de l'échantillon déverse de façon limitée dans la direction hors plan (comme c'est le cas sur l'échantillon réel). Il faudrait, pour cela, gérer un allongement plastique selon t et z lorsqu'il y a crushing selon l .

Déversement central

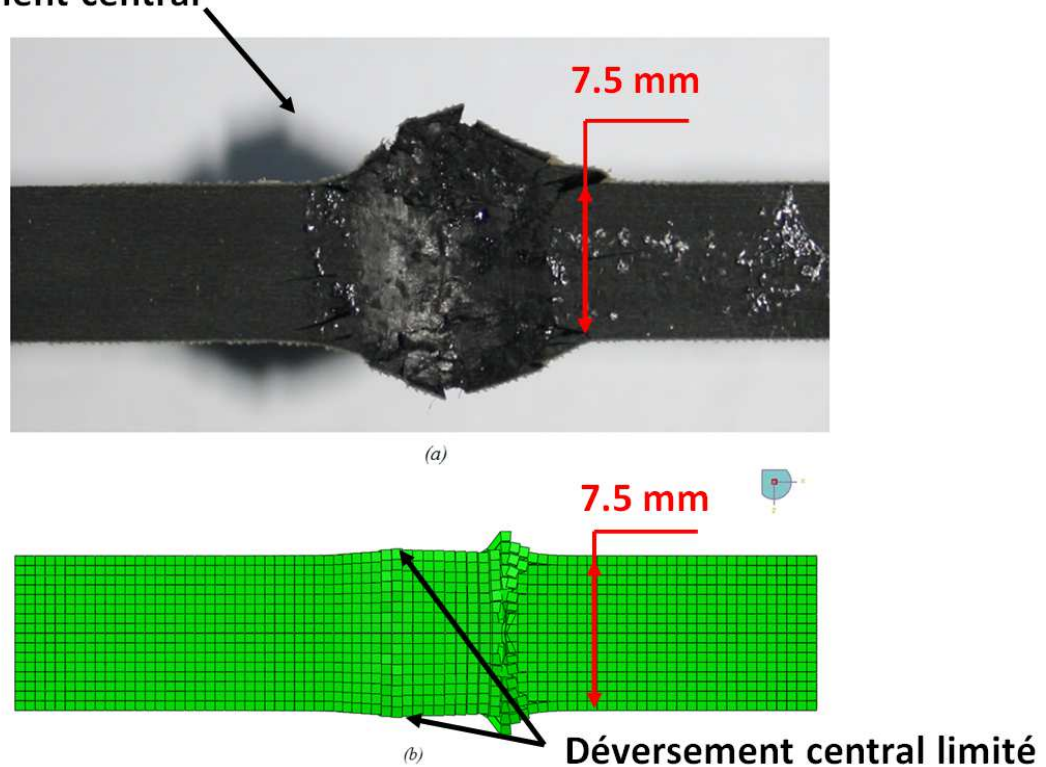


Figure 70 : Comparatif Essai (a)-Modèle (b) de la forme de l'endommagement sur chant et de la surface de contact indenteur/échantillon projetée d'un UD orienté à 80°

5.4.4. Fibres orientées à 45°

Le cas des fibres orientées à 45° (Figure 71) est similaire à celui des fibres orientées à 0°. En effet, les fibres se couchent sous l'indenteur et on retrouve le déversement du modèle des fibres orientées à 0° (Figure 65). La courbe effort/déplacement du modèle (Figure 72) suit également la courbe du crushing analytique théorique avant le déversement hors plan. Le modèle est alors en bon accord avec l'essai.

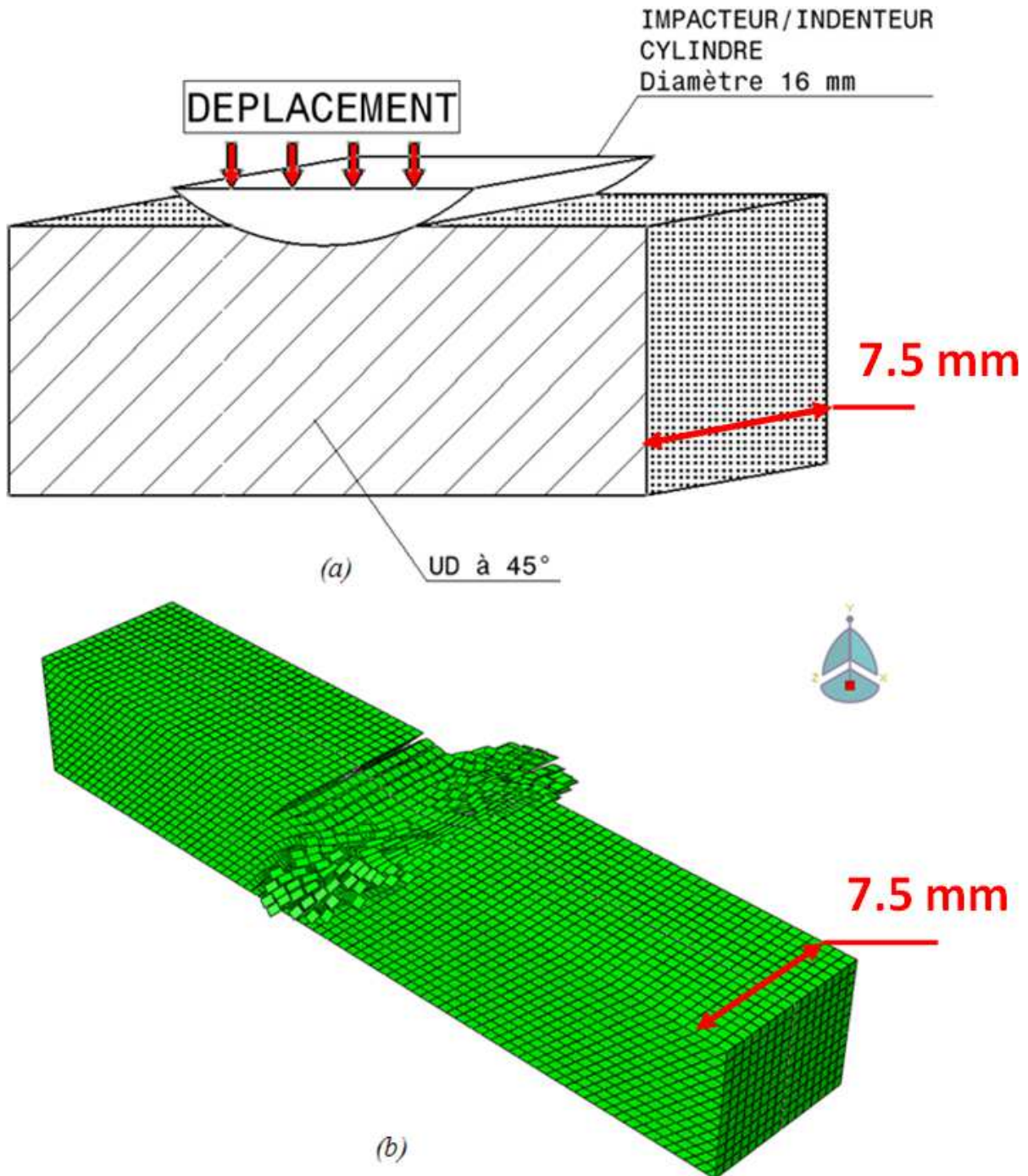


Figure 71 : Principe d'indentation cylindrique sur chant d'UD orienté à 45° (a) et déformations du modèle éléments finis correspondant (b)

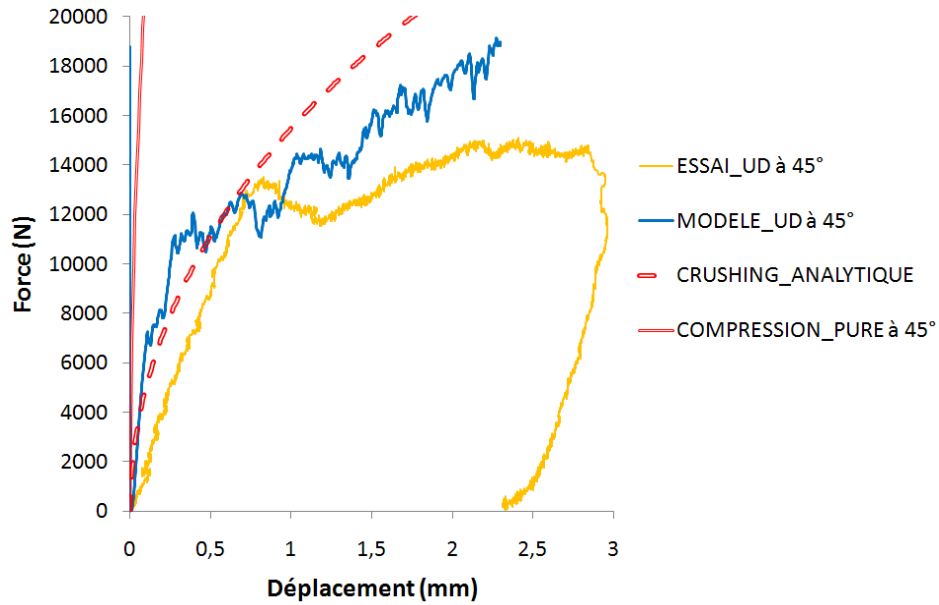


Figure 72 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement d'indentation sur chant d'UD orienté à 45°

Puis de manière similaire à celle des fibres orientées à 0°, à partir d'un déplacement d'indenteur de 0.5 mm environ, les courbes effort/déplacement du modèle et de l'essai divergent. Une nouvelle fois l'expansion semble exagérée et la mauvaise prise en compte des ruptures de fibres surestime l'effort. La surface de contact indenteur/échantillon projetée de 91 mm² mesurée sur le modèle est proche de celle mesurée sur l'échantillon réel (96 mm²) et la forme de l'endommagement est qualitativement assez similaire (Figure 73).

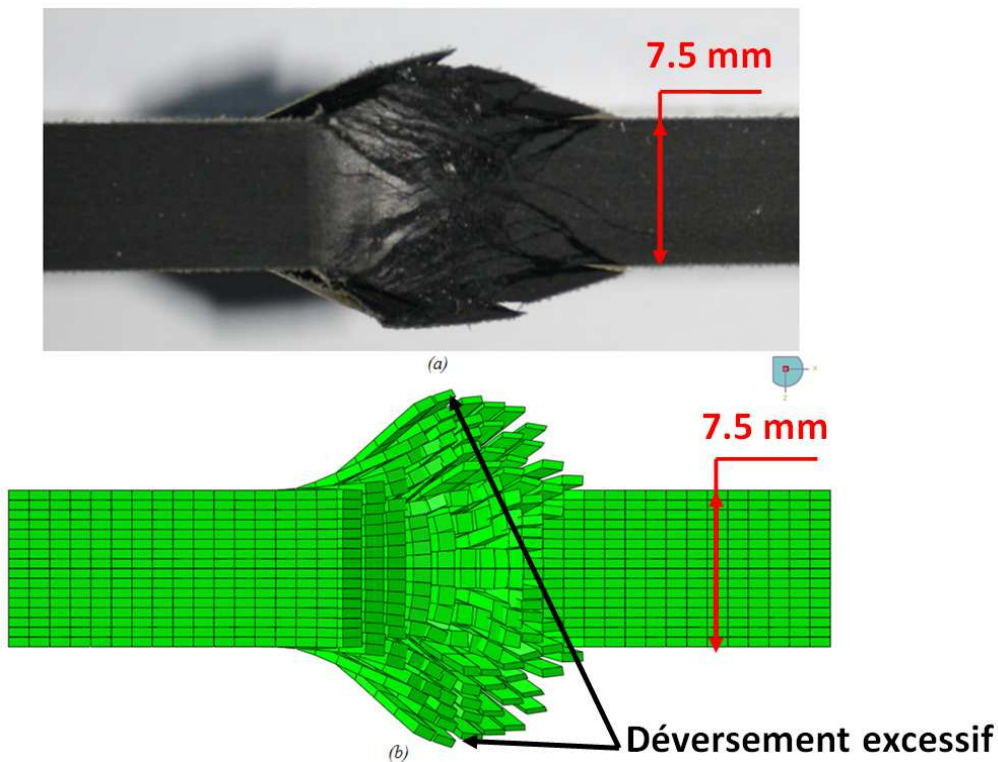


Figure 73 : Comparatif Essai (a)-Modèle (b) de la forme de l'endommagement sur chant et de la surface de contact indenteur/échantillon projetée d'un UD orienté à 45°

5.4.5. Fibres orientées à 60°

Le cas des fibres orientées à 60° (Figure 74) est particulier. En effet, on peut remarquer deux modes d'endommagement sur la courbe effort/déplacement de l'essai (Figure 75). Le phénomène de rupture de fibres fait passer d'un mode mixte : de compression fibres et de crushing (mode 1 Figure 75) à un mode similaire au comportement d'UD à 0° mais présentant un déversement plus brutal qui fait chuter l'effort (mode 2 Figure 75).

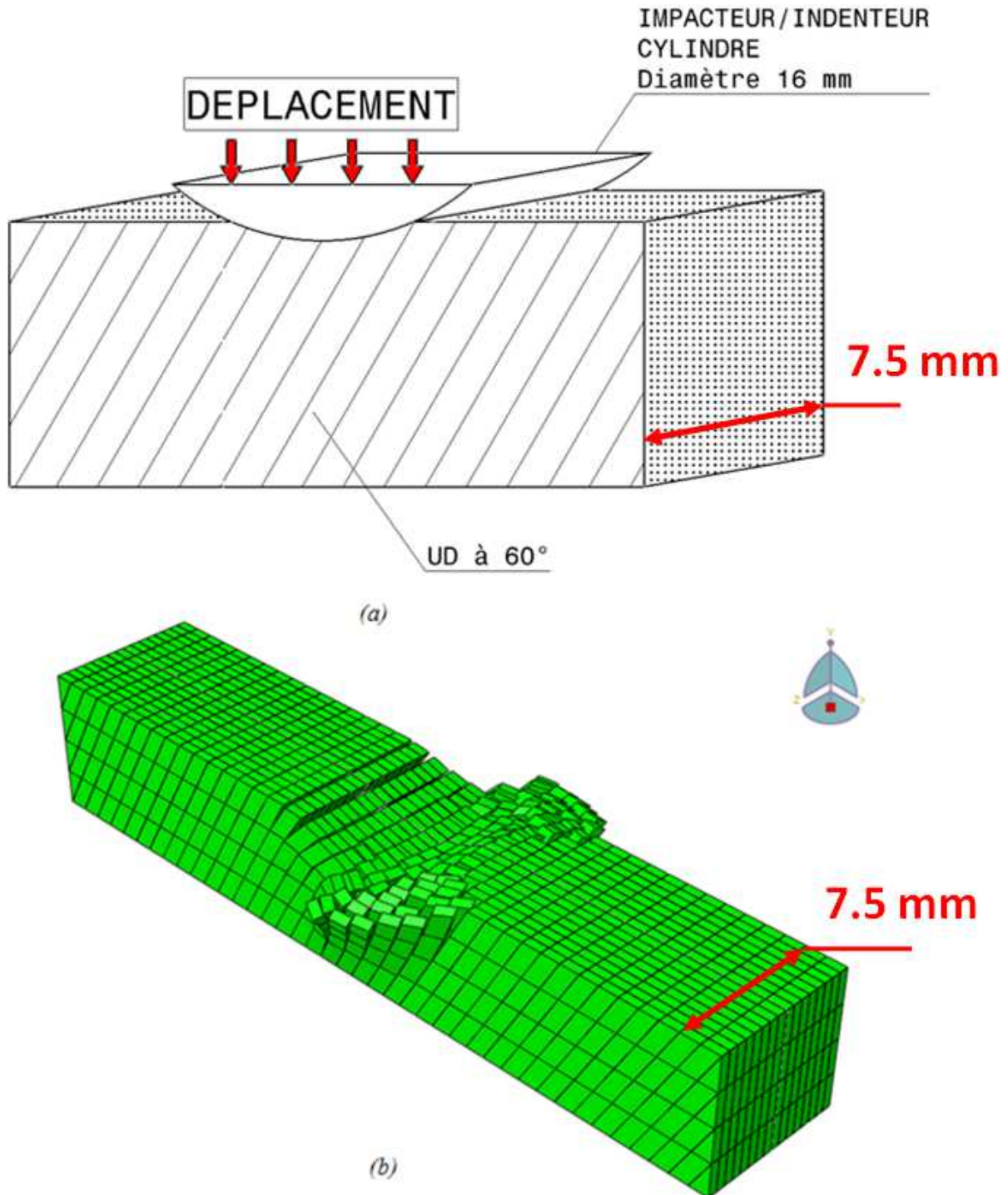


Figure 74 : Principe d'indentation cylindrique sur chant d'UD orienté à 60° (a) et déformations du modèle éléments finis correspondant (b)

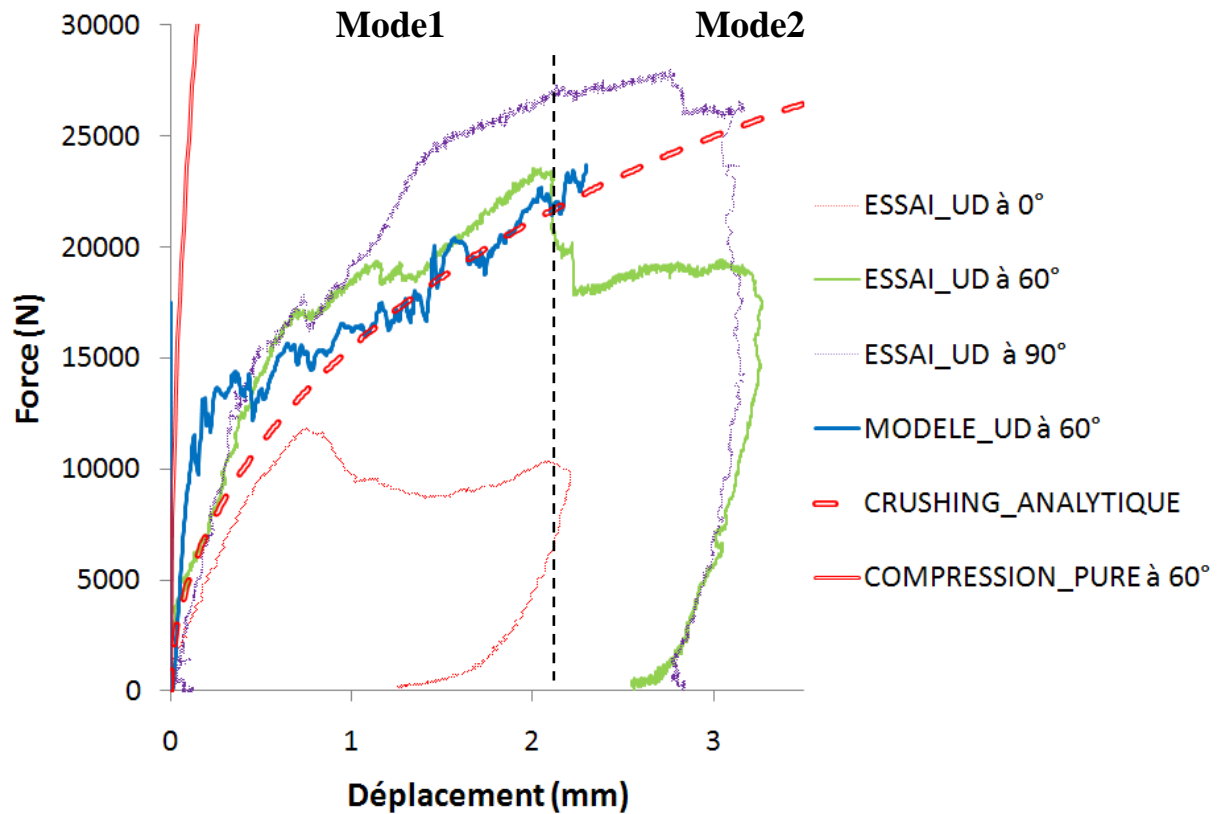


Figure 75 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement d'indentation sur chant d'UD orienté à 60°

Le modèle n'a pas été mené plus loin en déplacement (Figure 75) car il apparaît un problème de distorsion excessive d'éléments. La rupture et le passage en mode crushing avec déversement sera difficile à simuler car vraisemblablement les fibres rompent en mode II lors de l'essai et cette rupture n'est pas prise en compte dans le modèle. Même si ce point reste à confirmer, ce mode de rupture fibre devra être pris en compte à l'avenir. La surface de contact indenteur/échantillon projetée de 96 mm² mesurée sur le modèle est proche de celle mesurée sur l'échantillon réel (99 mm²) et la forme de l'endommagement est qualitativement assez similaire (Figure 76).

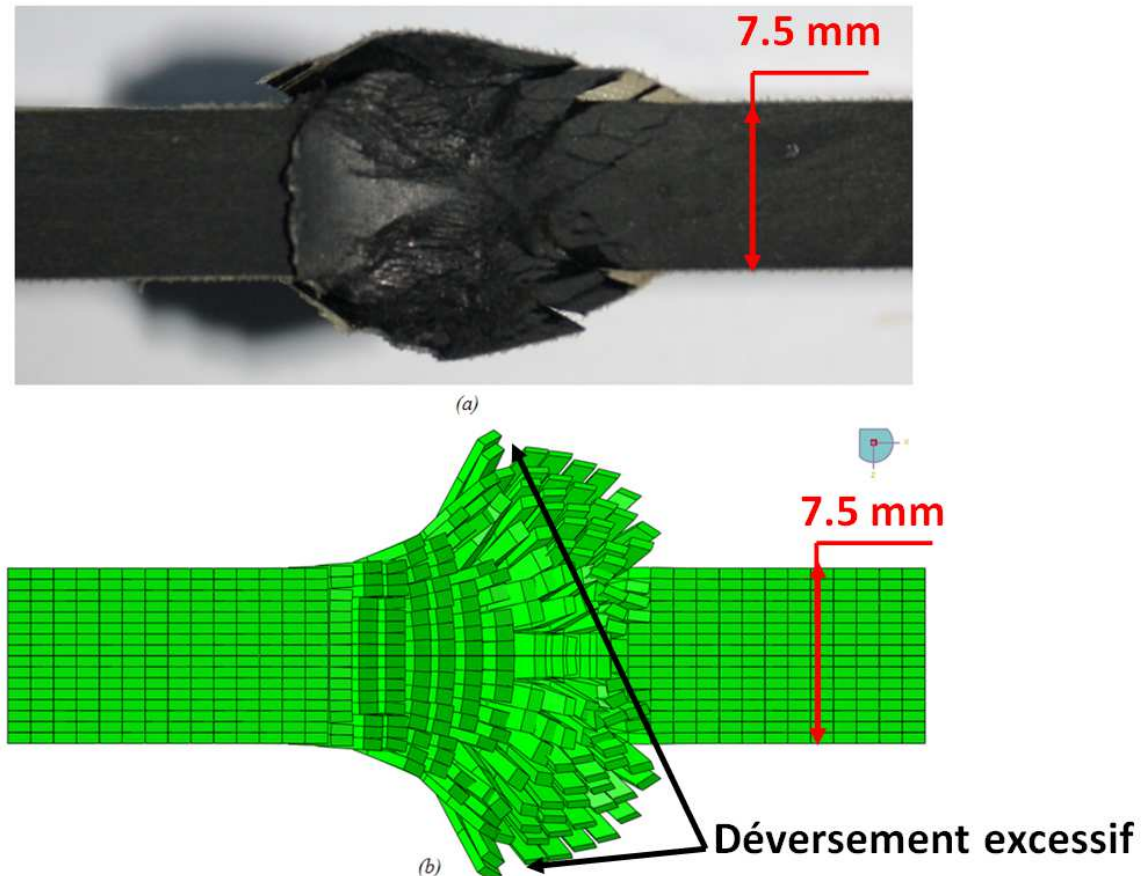


Figure 76 : Comparatif Essai (a)-Modèle (b) de la forme de l'endommagement sur chant et de la surface de contact indenteur/échantillon projetée d'un UD orienté à 60°

5.4.6. conclusion du modèle d'indentation sur chant d'UD

Ces essais préliminaires ont permis de mieux comprendre les phénomènes de crushing dans des cas simples (UD pur) et d'ajouter au modèle d'impact sur stratifié la prise en compte des différents crushing : selon l et t.

Plusieurs remarques peuvent être faites concernant la modélisation de l'indentation d'UD. Tout d'abord, le crushing selon z n'a pas été modélisé pour des problèmes de taille d'éléments et nous ne le considérons pas comme indispensable.

Ensuite, le choix a été fait de garder un maillage identique au modèle d'impact sur chant et ceci engendre de fortes oscillations de la courbe effort-déplacement pour des éléments fortement dégénérés des UD à 80° et 90°. La diminution de la taille de maille devra être prise en compte à l'avenir.

Le déversement est globalement mal représenté dans la direction hors plan. Il faudrait, pour cela, gérer un allongement plastique selon t et z lorsqu'il y a crushing selon l pour des UD à 80° et 90°. De plus, les ruptures fibres que l'on peut observer sur les bords des échantillons réels des UD à 0° sont sous-estimées et le déversement en est exagéré. Cela est probablement dû au fait qu'il n'y a pas de rupture fibre en mode II dans le modèle. Même si ce point reste à confirmer, ce mode de rupture fibre devra être pris en compte à l'avenir.

Enfin, on notera globalement une bonne corrélation essai / modèle des courbes effort/déplacement pour les UD à 0°, 45° et 90° classiquement utilisés par l'industrie : c'est pourquoi cette loi de comportement sera appliquée à l'impact sur chant de stratifié (paragraphe suivant).

5.5. Résultats essai-modèle d'impact sur chant de stratifiés

L'objectif de ce paragraphe est de tester d'un point de vue qualitatif et quantitatif la loi de comportement proposée aux paragraphes 5.1 et 5.2 et validée au paragraphe 5.4 sur l'essai d'impact sur chant. La taille des éléments est fixée à 1 mm de longueur et 1 mm de largeur (Figure 77). Une analyse dynamique explicite est effectuée. Volontairement la présentation se limitera aux cas de drapage 2 et 3 impactés à 10 et 20 et 35 J. En effet la modélisation de tissu n'a pas été réalisée sur le cas de drapage 4 pour des raisons de temps et ce problème sera discuté au chapitre IV présentant les perspectives de ces travaux de thèse. De même, le cas de drapage 1, présentant un nombre élevé d'interfaces, n'a pas été réalisé pour des raisons de temps.

Après la validation de ce modèle à l'impact sur chant de stratifié, le modèle pourra directement être appliqué au modèle de CAI sur stratifié.

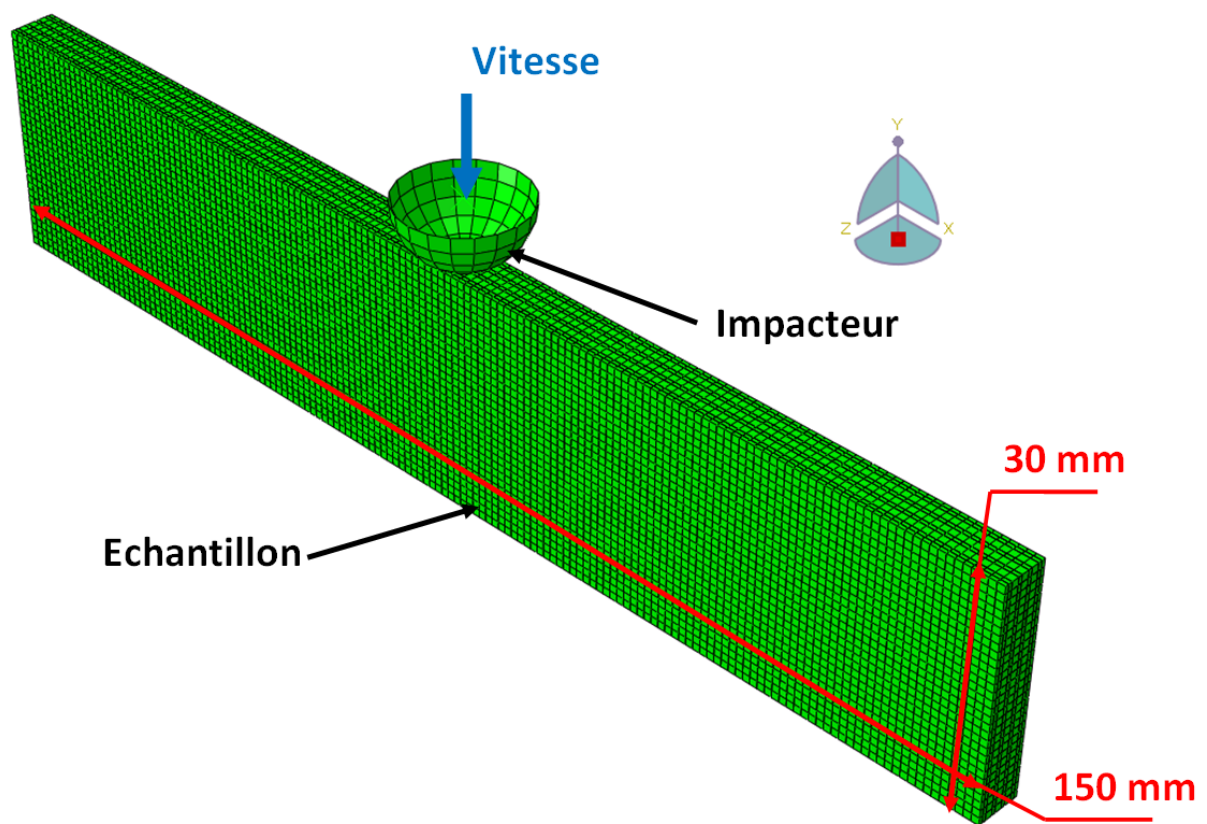


Figure 77 : Principe du modèle d'impact sur chant de stratifié

5.5.1. Résultats qualitatifs

Un comparatif visuel Essai/Modèle des faciès d'endommagement peut être effectué. En particulier, les coupes dans l'épaisseur de l'échantillon sous l'impacteur permettent de se faire une première idée de la qualité et de l'état d'endommagement du modèle (Figure 81). De la même manière que lors de l'étude expérimentale, le modèle numérique d'impact sur chant provoque le délaminage de toutes les interfaces.

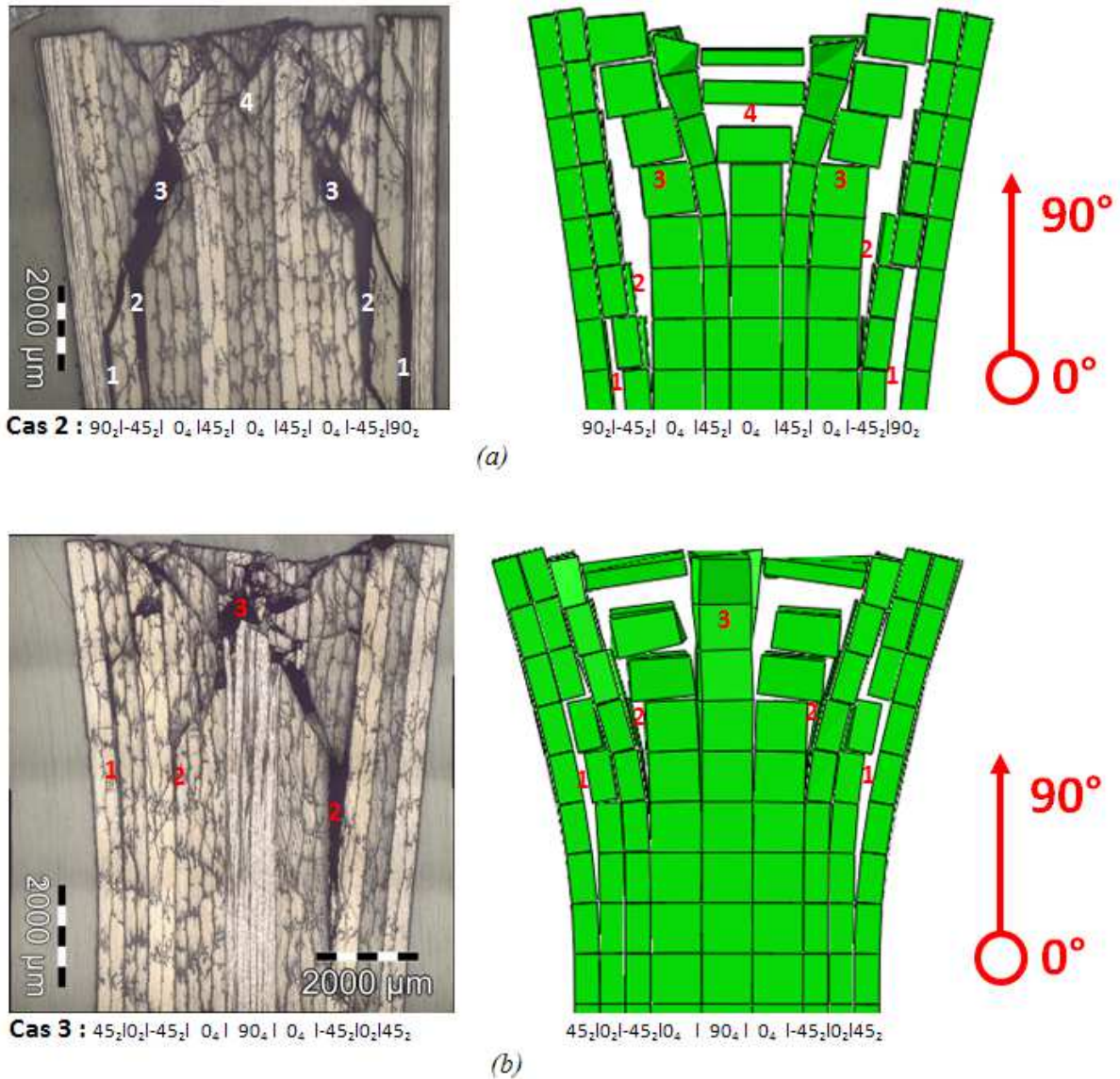


Figure 78 : Comparatif Essai-Modèle de la coupe dans l'épaisseur de l'échantillon du cas 2 (a), et du cas 3 (b) impactés à 10J et située sous l'impacteur

De l'extérieur de l'échantillon vers son centre, on remarque pour le cas de drapage 2 (Figure 78.a), que les interfaces $90^\circ / -45^\circ$ ⁽¹⁾ et $-45^\circ / 0^\circ$ ⁽²⁾ sont délaminées sur l'essai et sur le modèle. Les ruptures des plis à 0° ⁽³⁾ sont qualitativement bien représentées sur le modèle et les ruptures des plis centraux ⁽⁴⁾ et l'indentation permanente sous l'impacteur semblent également restituées.

Impact sur chant – étude expérimentale et numérique

Pour le cas de drapage 3 (Figure 78.b), les interfaces $45^\circ / 0^\circ$ ⁽¹⁾ sont délamинées sur l'essai de manière asymétrique alors que sur le modèle le délamинage est symétrique. Le délamинage des interfaces $-45^\circ / 0^\circ$ ⁽²⁾ semble sous-estimé sur le modèle. Enfin la rupture des plis centraux ⁽³⁾ présentant des kink-bands sur l'essai est bien modélisée comme on peut le voir Figure 79.

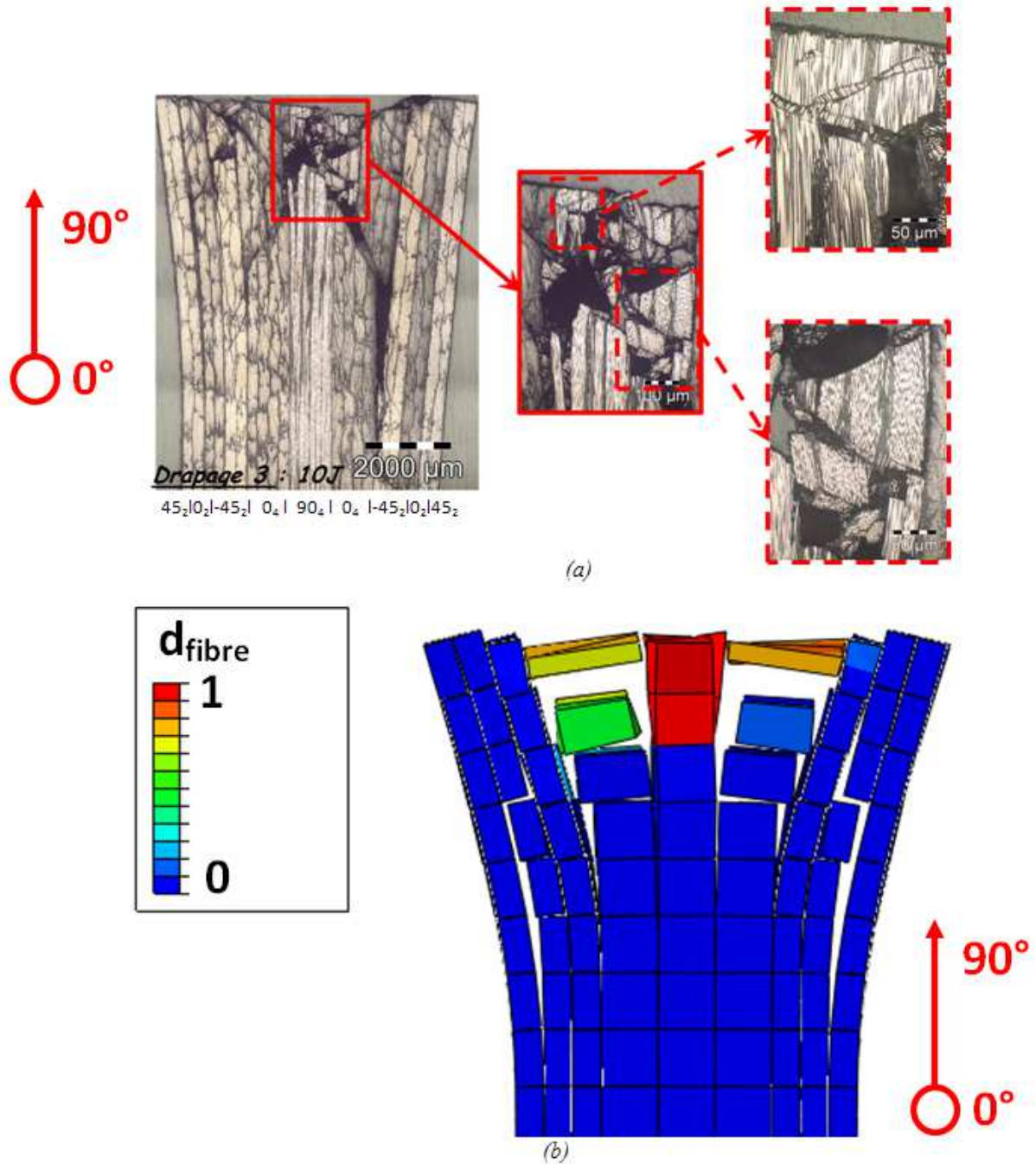


Figure 79 : Kink-bands visualisées par microscopie du cas 3 impacté à 10J (a) et restituées par la rupture de fibres en compression du modèle numérique (b)

Le modèle semble donc restituer les ruptures fibres, les fissurations matricielles et les délamинages présents lors de l'essai de manière adéquate.

5.5.2. Résultats quantitatifs

D'un point de vue quantitatif la première étape est l'étude des courbes effort-temps (Figure 81). Ces courbes montrent une bonne corrélation en termes de temps d'impact total et de chute d'effort; le phénomène est donc temporellement bien restitué pour les deux drapages. On remarque ensuite que l'effort maximum est systématiquement sous-estimé pour les deux cas de drapage. De plus le modèle du cas 3 ne semble pas présenter de plateau d'effort (suivant l'effort maximum) identique à celui relevé expérimentalement et ce quelle que soit l'énergie d'impact. Néanmoins le modèle du cas 2, présente quant à lui un plateau d'effort similaire à l'essai pour les impacts à 10, 20 et 35 J.

La seconde étape consiste en l'étude des courbes effort-déplacement du modèle d'impact qui fournissent de nombreuses informations (Figure 82).

Dans le cas du drapage 2 (Figure 82.a, b et c), l'effort augmente progressivement et atteint un effort maximum. Ensuite cet effort chute et atteint un plateau d'une valeur d'environ 6250 N quelle que soit l'énergie d'impact. La direction de déplacement de l'impacteur est finalement inversée, l'effort chute et une indentation permanente persiste. La courbe effort-déplacement du modèle est alors en bon accord avec l'essai.

En ce qui concerne le cas du drapage 3 (Figure 82.d, e et f), l'effort augmente progressivement et atteint un effort maximum sans atteindre le plateau de crushing. Au déplacement maximum, il y a une chute brutale d'effort et une indentation permanente persiste. La courbe effort-déplacement du modèle est globalement en mauvais accord avec l'essai. Ceci peut en partie être expliqué par un déversement excessif implémenté dans le modèle dont l'effet général provoque un gonflement hors plan excessif (Figure 80).

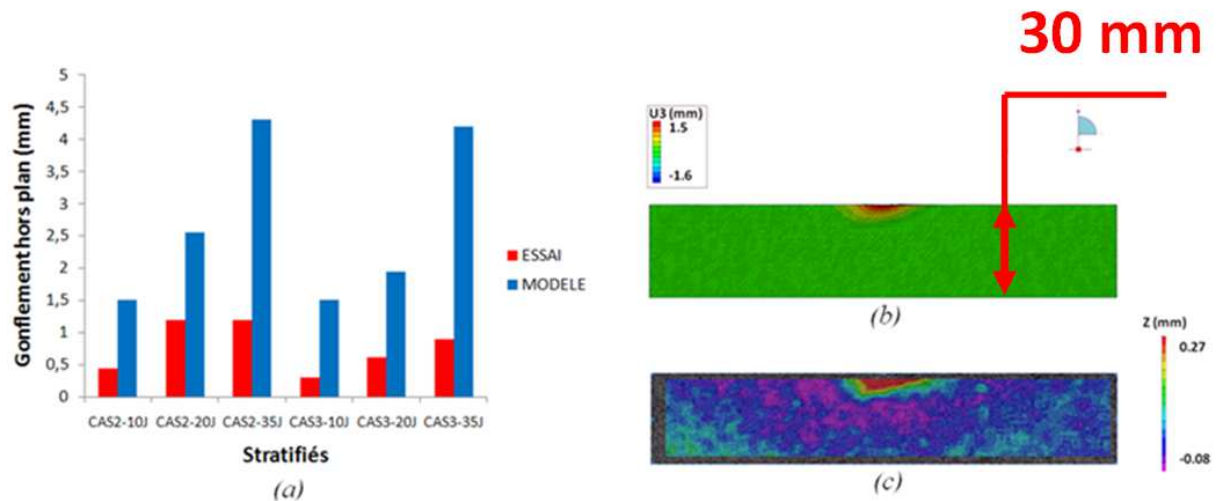


Figure 80 : Comparatif Essai-Modèle du gonflement hors plan (a), déplacement hors plan du modèle (b) et de l'essai physique du cas 3 impacté à 10 J (c)

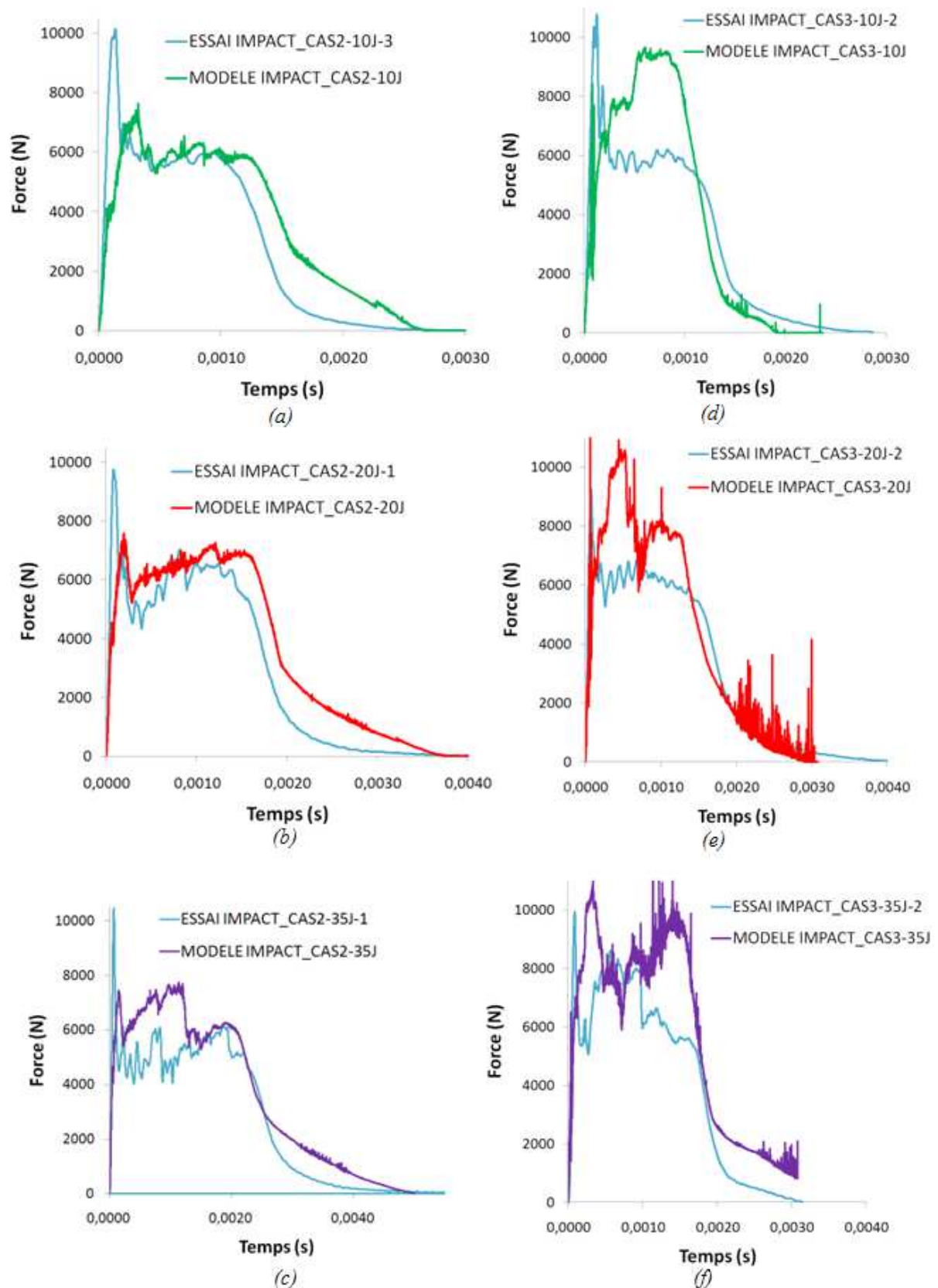


Figure 81 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/temps d'impact sur chant du cas 2 impacté à 10 J (a), 20 J (b) et 35 J (c) et du cas 3 impacté à 10 J (d), 20 J (e) et 35 J (f)

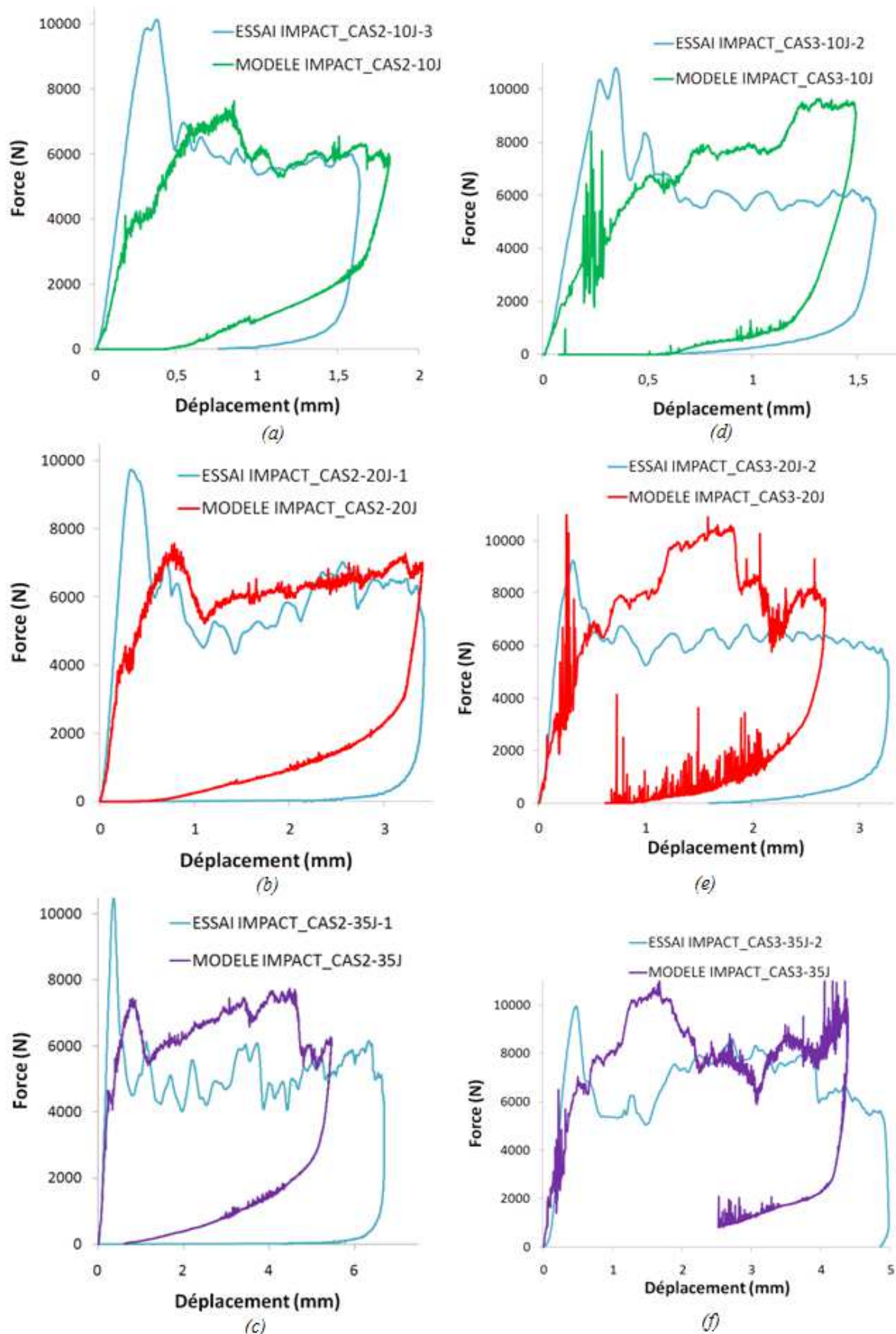


Figure 82 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement d'impact sur chant du cas 2 impacté à 10 J (a), 20 J (b) et 35 J (c) et du cas 3 impacté à 10 J (d), 20 J (e) et 35 J (f)

Il est particulièrement intéressant de superposer les courbes effort-déplacement du modèle avec celles des essais d'indentation (Figure 83). On remarque que le modèle répond rapidement en mode de crushing et semble passer de manière inadéquate du comportement dynamique au comportement quasi-statique et inversement. Pour corriger ce problème il semble nécessaire d'implémenter dans la loi de comportement un effet vitesse sur la rupture des fibres en compression [8,11]. Ce travail devra être pris en compte à l'avenir.

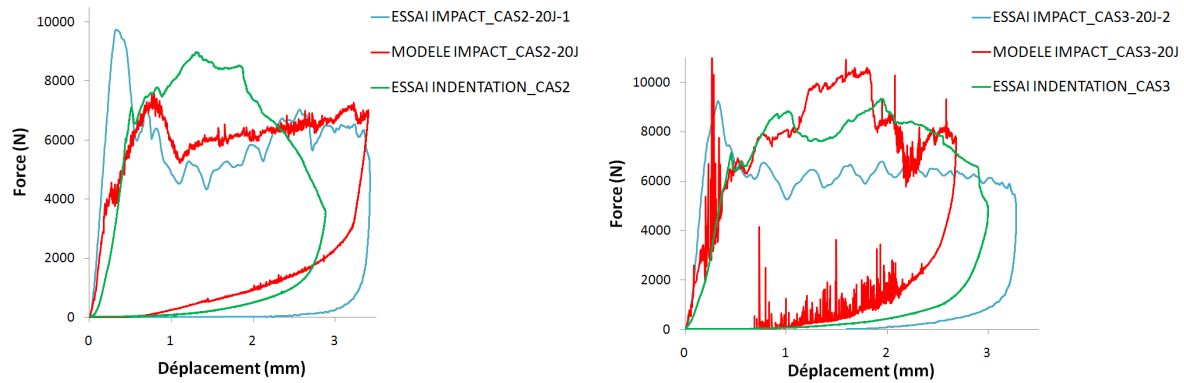


Figure 83 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement d'impact et d'indentation sur chant du cas 2 impacté à 20 J (a), et du cas 3 impacté à 20 J (b)

Ensuite nous pouvons tracer l'évolution de la profondeur de dommage maximum (Figure 84.a) et de la surface délaminée projetée (Figure 84.b) en fonction de l'énergie d'impact et du drapage. La surface délaminée projetée présente un bon accord Essai/Modèle pour le cas 2 (de l'ordre de 10%) alors que le cas 3 sous-estime cette surface délaminée de 55 % en moyenne. La forme du dommage, quant à elle, est assez fidèle pour le cas 2 (Figure 84.c) et le cas 3 (Figure 84.d).

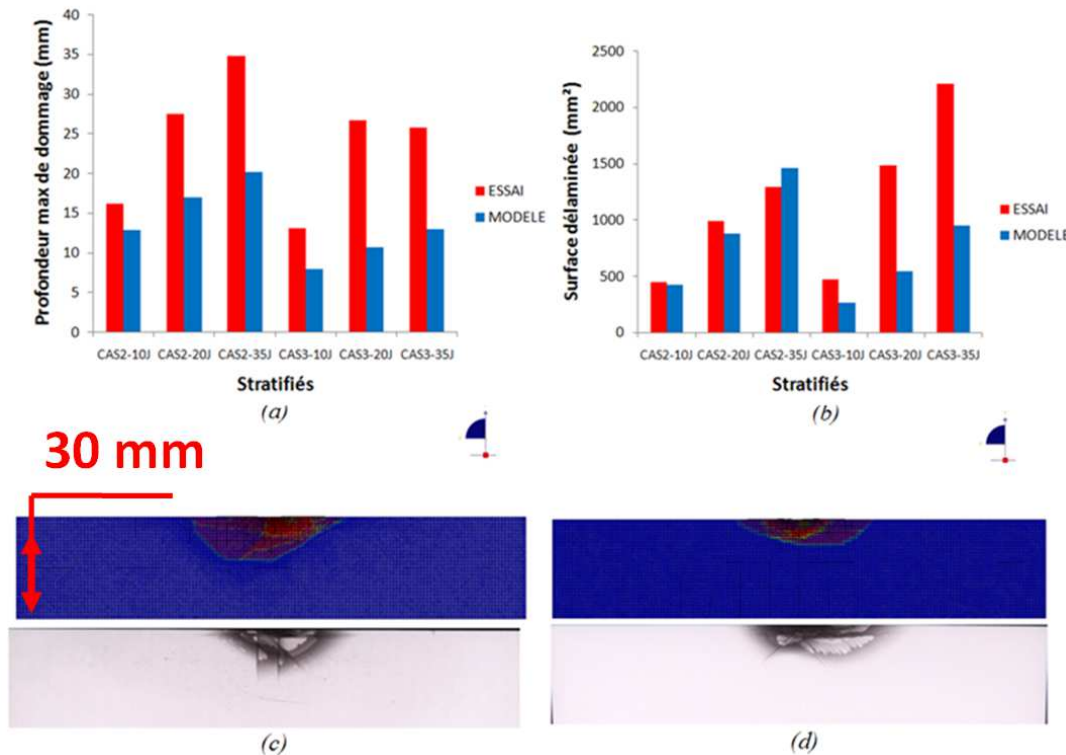


Figure 84 : Comparatif Essai-Modèle de la profondeur maximum de dommage (a), de la surface délaminée projetée (b) et comparatif de la surface délaminée du modèle par rapport au RX du cas 2 (c) et du cas 3 impactés à 10 J (d)

Enfin, nous pouvons remarquer qu’une très bonne corrélation Essai/Modèle est révélée concernant les résultats des paramètres retenus par l’industrie (Chapitre I, paragraphe 1.3) ; à savoir la longueur de fissure maximum sur le chant (Figure 85.a) et l’indentation permanente (Figure 85.b).

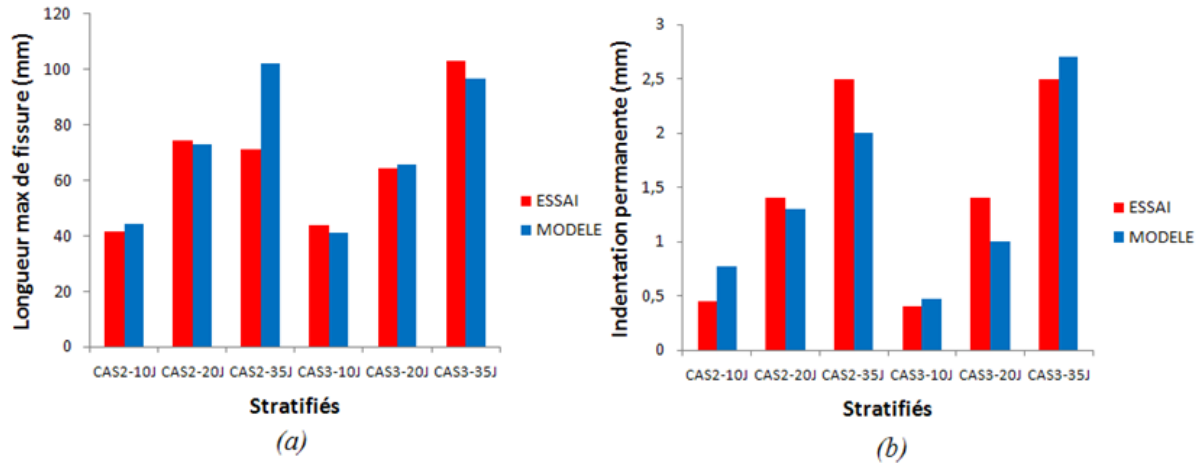


Figure 85 : Comparatif Essai-Modèle de la longueur maximum de fissure sur le chant (a) et de l’indentation permanente après impact (b)

Une nouvelle fois, on constate que plus l’énergie d’impact est élevée, plus la longueur de fissure est grande.

5.6. Etude de sensibilité du coefficient de frottement

Le but de cette étude de sensibilité est de déterminer l’influence du coefficient de frottement sur le modèle numérique présenté au paragraphe 5.5 et de valider le coefficient de frottement de 0.06 déterminé au paragraphe 5.1. En effet ce coefficient de frottement très faible se rapproche de la valeur communément utilisée de 0.1 [14] pour un contact entre deux surfaces bien graissées (type Acier-Fonte) alors qu’a priori on peut s’attendre à une valeur plus proche de 0.3 [14] communément utilisée pour deux surfaces sèches (type Acier-Fonte). Nous proposons donc de comparer ces trois valeurs sur le modèle d’impact sur chant du cas 2 et du cas 3.

Dans un premier temps, les courbes effort-déplacement (Figure 86) permettent clairement d’identifier l’influence du paramètre de frottement.

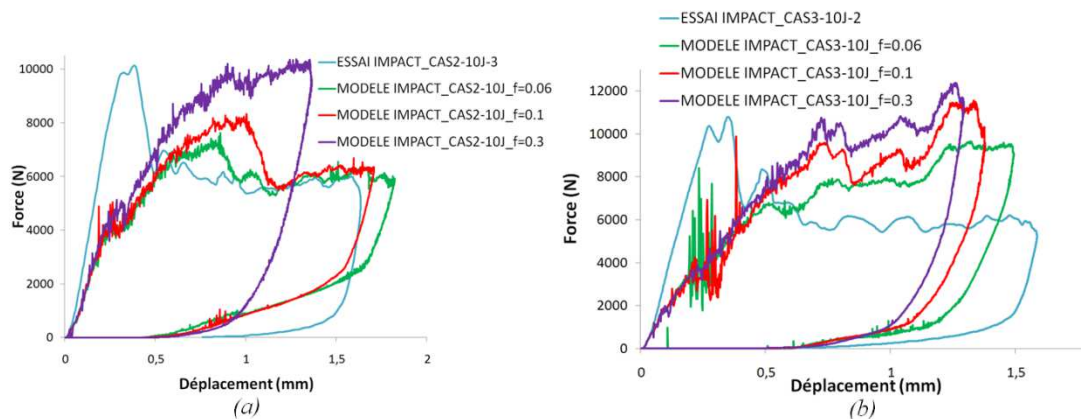


Figure 86 : Comparatif Essai-Modèle avec différents coefficients de frottement des courbes effort/déplacement d’impact sur chant du cas 2 impacté à 10 J (a), et du cas 3 impacté à 10 J (b)

On remarque que le coefficient de frottement agit sur deux composantes que sont l'indentation permanente et l'effort maximum. Plus le coefficient de frottement augmente, plus l'indentation permanente diminue et plus l'effort maximum augmente. On remarque que le modèle avec un coefficient de frottement de 0.06 présente la meilleure corrélation essai-modèle.

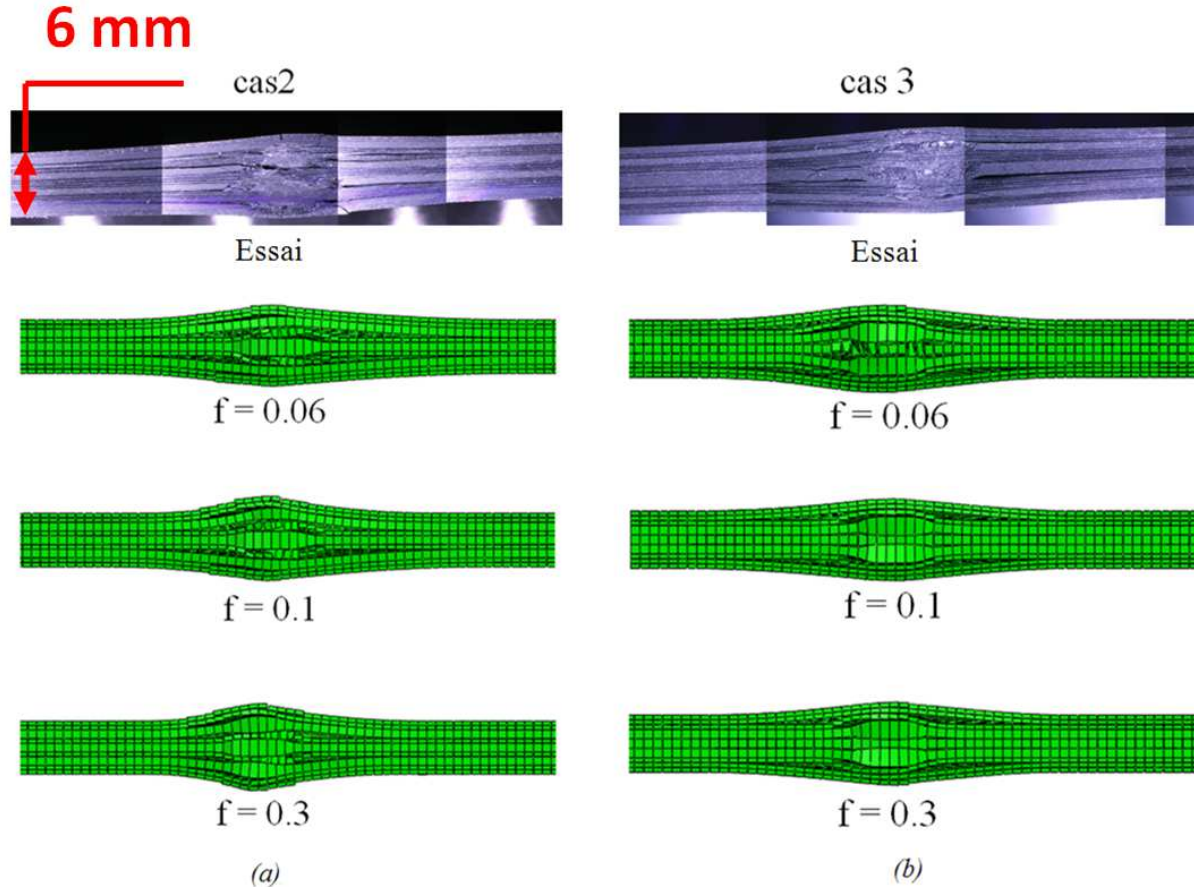


Figure 87 : Comparatif des faciès de déformations du chant avec différents coefficients de frottement du cas 2 impacté à 10 J (a), et du cas 3 impacté à 10 J (b)

Le phénomène de frottement a donc un énorme effet sur les résultats du modèle et notamment sur le faciès de rupture (Figure 87). De plus, le frottement de type coulomb pris en première hypothèse pourrait être en réalité plus complexe et présenter un effet vitesse. On peut imaginer qu'une partie des dispersions du modèle d'impact sur chant de stratifié pourrait être due aux effets de frottement. Ce travail devra être approfondi.

6. Conclusion du modèle d'impact

Tout d'abord, une campagne d'essais de frottement a été réalisée afin de renseigner le modèle numérique avec un coefficient de frottement cohérent avec la réalité. Ce frottement est considéré de type Coulomb et un coefficient de frottement de 0.06 a été retenu et ce, quelle que soit l'orientation des fibres ; c'est ce coefficient de frottement qui a été implanté dans le modèle numérique. Cette valeur, bien que faible, est en relatif bon accord avec l'étude de Mondelin [12].

Ensuite, nous avons exposé les principales modifications de la loi de rupture de fibre en compression permettant de restituer l'effet de crushing exposé dans l'étude du scénario d'endommagement. La loi de comportement ainsi modifiée a été implémentée à un modèle numérique d'indentation d'UD qui a été confronté à une étude expérimentale. Ces essais préliminaires ont permis de mieux comprendre les phénomènes de crushing dans des cas simples (UD pur) et d'ajouter au modèle d'impact sur stratifié la prise en compte des différents crushings : selon l et t . On notera que le crushing selon z n'a pas encore été modélisé car nous ne le considérons pas comme indispensable.

Le choix que nous avons fait de garder un maillage identique au modèle d'impact sur chant a engendré de fortes oscillations sur la courbe effort-déplacement, ainsi que des éléments fortement dégénérés pour les UD à 60° et 80° . La diminution de la taille de maille devra être prise en compte à l'avenir. On note que le déversement est globalement mal représenté dans la direction hors plan. Il faudrait, pour cela, gérer un allongement plastique selon t et z lorsqu'il y a crushing selon l pour des UD à 60° , 80° et 90° . De plus, les ruptures fibre que l'on peut observer sur les bords des échantillons réels des UD à 0° sont sous-estimées et le déversement en est exagéré. Cela est probablement dû au fait qu'il n'y a pas de rupture fibre en mode II dans le modèle. Même si ce point reste à confirmer, ce mode de rupture fibre devra être pris en compte à l'avenir. Globalement une bonne corrélation essai-modèle a été obtenue pour les courbes effort-déplacement pour les UD à 0° , 45° et 90° classiquement utilisés par l'industrie : c'est pourquoi cette loi de comportement a été appliquée à l'impact sur chant.

L'étude expérimentale et numérique d'indentation sur UD a ouvert la voie à l'application de ces résultats à l'essai d'impact sur chant et une comparaison essai-modèle (cas 2 et cas 3) a été réalisée dans le but de tester d'un point de vue qualitatif et quantitatif la loi de comportement proposée.

Un comparatif qualitatif essai-modèle des faciès d'endommagement a été effectué. En particulier, les coupes selon l'épaisseur de l'échantillon sous l'impacteur ont permis de se faire une première idée de la qualité et de l'état d'endommagement du modèle. De la même manière que lors de l'étude expérimentale, le modèle numérique d'impact sur chant provoque le délaminage de toutes les interfaces et il semble restituer les ruptures fibre, les fissurations matricielles et les délaminages présents lors de l'essai de manière adéquate. D'un point de vue quantitatif, les courbes effort-temps montrent une bonne corrélation en termes de temps d'impact total et de chute d'effort; le phénomène est donc temporellement bien restitué pour les deux drapages étudiés. On remarque ensuite que l'effort maximum est systématiquement sous-estimé pour les deux cas de drapage. Concernant la courbe effort-déplacement du modèle, elle est globalement en bon accord avec les essais du cas 2 (même si le pic d'effort n'est pas restitué) et en mauvais accord avec les essais du cas 3. Ceci peut en partie être expliqué par un déversement excessif implémenté dans le modèle dont l'effet général provoque un gonflement hors plan excessif. On remarque alors que le modèle répond rapidement en mode de crushing. Pour corriger ce problème il semble nécessaire

d'implémenter dans la loi de comportement un effet vitesse sur la rupture des fibres en compression [8,11]. Ce travail devra être pris en compte à l'avenir.

L'évolution de la profondeur de dommage maximum en fonction de l'énergie d'impact présente un mauvais accord essai-modèle pour les deux cas de drapage. La surface délamainée projetée en fonction de l'énergie d'impact présente quant à elle un bon accord essai-modèle pour le cas 2 (de l'ordre de 10%) alors que le cas 3 sous-estime cette surface délamainée de 55 % en moyenne.

Néanmoins, la forme du dommage est assez fidèle pour les deux cas de drapage et on relève une très bonne corrélation essai-modèle des paramètres retenus par l'industrie (Chapitre I, paragraphe 1.3) ; à savoir la longueur de fissure maximum sur le chant et l'indentation permanente.

Une étude de sensibilité du paramètre de frottement a enfin été réalisée et on remarque que le coefficient de frottement agit sur deux composantes que sont l'indentation permanente et l'effort maximum. Plus le coefficient de frottement augmente, plus l'indentation permanente diminue et plus l'effort maximum augmente. On remarque que le modèle avec un coefficient de frottement de 0.06 présente la meilleure corrélation essai-modèle. Le phénomène de frottement a donc un énorme effet sur les résultats du modèle et notamment sur le faciès de rupture. De plus, le modèle de frottement choisi, de type coulomb, pourrait être en réalité plus complexe et présente certainement un effet vitesse. On peut imaginer qu'une partie des dispersions du modèle d'impact sur chant de stratifié pourrait être due à ces effets de frottement. Ce travail devra également être pris en compte à l'avenir, mais ce modèle est retenu pour l'application à la CAI sur chant de stratifié.

7. Conclusion générale de l'étude expérimentale et numérique d'impact sur chant

Dans un premier temps des essais expérimentaux d'impact sur chant à 10, 20 et 35 J ont été réalisés sur des échantillons présentant différents drapages. Puis, des essais quasi-statiques ont été menés afin de compléter la compréhension des phénomènes et de comparer le comportement de crushing identifié lors des impacts dynamiques. Des coupes microscopiques, des radiographies aux rayons X et des analyses à la loupe binoculaire ont ensuite été effectuées afin de visualiser et de déterminer le scénario d'endommagement. Les résultats montrent que les dommages d'impact sont peu influencés par le drapage. Ce résultat est surprenant, mais pourrait être dû à la même proportion de plis orientés à 0° des différentes séquences d'empilement étudiées. D'autre part, les comportements quasi-statiques et dynamiques sont différents.

Dans un second temps, une approche analytique a été proposée afin d'expliquer en particulier la différence entre les effets quasi-statique et dynamique, quelle que soit l'énergie d'impact et la séquence d'empilement. Cette approche restitue assez fidèlement les rigidités initiales en quasi-statique et en dynamique ainsi qu'un plateau de crushing observé expérimentalement. Les propriétés de la fibre contrôlent la rigidité initiale de l'impact, tandis que dans le cas de l'indentation quasi-statique, la forme de l'impacteur doit déstabiliser les fibres rapidement et conduit au développement de kink-bands puis à un phénomène de crushing, et ce sont les propriétés de la matrice qui contrôlent la rigidité initiale d'indentation. Le plateau de crushing est également contrôlé par les propriétés de la matrice. A notre connaissance aucun travail de recherche n'a produit ce type d'approche de compréhension analytique. Connaissant les caractéristiques du matériau, la séquence de drapage et l'énergie d'impact, le scénario d'endommagement peut être appréhendé. Ceci est crucial pour la modélisation numérique.

Enfin, nous avons exposé les principales modifications apportées au modèle numérique du laboratoire basé sur l'approche analytique. En particulier, nous avons étudié la problématique de frottement entre l'impacteur et l'échantillon. Un coefficient de frottement de 0.06 a été retenu et ce, quelle que soit l'orientation des fibres ; c'est ce coefficient de frottement qui est implanté dans le modèle numérique. Puis nous avons présenté la modification de la loi de rupture de fibre en compression permettant de restituer l'effet de crushing exposé dans l'étude du scénario d'endommagement. Une étude numérique d'indentation sur UD a été confrontée à une étude expérimentale et présente globalement une bonne corrélation essai-modèle des courbes effort-déplacement pour les UD à 0°, 45° et 90° classiquement utilisés par l'industrie : c'est pourquoi cette loi de comportement a été appliquée à l'impact sur chant de stratifié.

L'étude d'indentation sur UD a ouvert la voie à l'application de ces résultats à l'essai d'impact sur chant de stratifié et une comparaison essai-modèle a été présentée. Ce modèle d'impact sur chant semble restituer les ruptures fibres, les fissurations matricielles et les délaminages présents lors de l'essai de manière adéquate. De plus une corrélation essai-modèle acceptable est obtenue notamment sur les paramètres de longueur de fissure maximum sur le chant et d'indentation permanente, classiquement utilisés par l'industrie. Ce modèle est donc retenu pour l'application à la CAI sur chant de stratifié.

Références

- [1] Abrate, S. *Impact on composite structures*. 2005.
- [2] Bazant, ZP; Oh, B. Crack band theory for fracture of concrete. *Mater Struct*;16(3):155–77, (1983).
- [3] Borener, C. *Kinetic Friction*. .
- [4] Bouvet, C., Castanié, B., Bizeul, M., and Barrau, J.-J. Low velocity impact modelling in laminate composite panels with discrete interface elements. *International Journal of Solids and Structures* 46, 14-15 (2009), 2809–2821.
- [5] Bouvet, C; Castanié, B; Bizeul, M; Barrau, J.-J. Low velocity impact modelling in laminate composite panels with discrete interface elements. *Solids Struct*;46(14–15):2809–21, (2009).
- [6] Broll, B. Experimental studies on the damage mechanisms of CFRP-structures. 2008.
- [7] Daniel, L., Hogg, P., and Curtis, P. The crush behaviour of carbon fibre angle-ply reinforcement and the effect of interlaminar shear strength on energy absorption capability. *Composites Part B: Engineering*, (2000).
- [8] FERRERO, J., TAWK, I., RIVALLANT, S., Barrau, J.J., and SUDRE, M. Fiber orientation effects on high strain rate of carbon / epoxy composites. .
- [9] Hull, D. A unified approach to progressive crushing of fibre-reinforced composite tubes. *Composites Science and Technology*, (1991).
- [10] Israr, H. a., Rivallant, S., and Barrau, J.J. Experimental investigation on mean crushing stress characterization of carbon–epoxy plies under compressive crushing mode. *Composite Structures* 96, (2013), 357–364.
- [11] Kaddour, AS; Hinton, M. The Second World-Wide Failure Exercise (WWFE-II).pdf. *Composite Material*, (2012).
- [12] Mondelin, A., Furet, B., and Rech, J. Characterisation of friction properties between a laminated carbon fibres reinforced polymer and a monocrystalline diamond under dry or lubricated conditions. *Tribology International* 43, 9 (2010), 1665–1673.
- [13] Pinho, S., Dàvila, C., and Camanho, P. Failure models and criteria for FRP under in-plane or three-dimensional stress states including shear non-linearity. *NASA Technical ...*, February (2005).
- [14] Spenlé, D. and Gourhant, R. *Guide du calcul en mécanique*. 1998.
- [15] Sutherland, L.S. and Soares, C.G. Impact behaviour of typical marine composite laminates. *Composites Part B: Engineering* 37, 2-3 (2006), 89–100.
- [16] Yamaguchi, Y. Frottement des plastiques. *Techniques de l'ingénieur*, (1980), 1–12.

[17] *Composite buckling Composite buckling and post-buckling methodology for stiffened panels-RP0501843*. 2005.

[18] *Caractéristiques mécaniques T700*. 2010.

[19] *Caractéristiques mécaniques HEXPLY_M21*. 2010.

CHAPITRE III

Compression après impact sur chant – étude de la tenue résiduelle

Ce chapitre présente les méthodes et résultats d'une campagne d'essais expérimentaux et numériques de compression après impact sur chant de stratifiés composites afin de déterminer les propriétés résiduelles et d'établir le scénario de rupture de CAI sur chant.

Dans un premier temps, des essais expérimentaux de CAI sur chant des échantillons impactés à 10, 20 et 35 J des différents drapages de l'étude précédente d'impact sur chant ont été réalisés. L'essai de CAI est un essai connu pour être complexe, c'est pourquoi il sera détaillé à l'aide du suivi des déplacements (par LVDT) et des déformations de surface (par stéréocorrélation et extensomètre) de l'échantillon.

Les phénomènes de flambage et la rupture finale de l'échantillon seront discutés, dans un premier temps dans le cas d'une éprouvette non-impactée afin de confirmer que lors de l'essai de CAI la rupture finale est bien due aux dommages d'impact et non au flambage, et dans un second temps sur les éprouvettes impactées.

Ensuite, les contraintes à rupture résiduelles ainsi que les initiations de flambage et les déformations à rupture résiduelles pour chaque cas de drapage et chaque énergie d'impact synthétiseront la tenue résiduelle à l'impact sur chant des éprouvettes.

L'effet de l'énergie d'impact sur la contrainte de compression, comme sur la contrainte de flambage, sera discuté. Ceci tenderait à confirmer le scénario de rupture de la fissure en compression fibre se propageant à partir du point d'impact. En effet, la rigidité de la plaque étant très importante lors de l'impact, même pour des énergies d'impact faibles, une fissure doit se créer lors de l'impact sous l'impacteur dans les plis orientés selon le chargement de compression ; fissure qui se propage ensuite de façon brutale lors de la CAI.

De plus le scénario des mécanismes menant à la rupture sous CAI, les phénomènes de flambage global et de propagation de rupture de fibres en compression seront présentés.

Enfin, le modèle numérique de CAI complétera ces hypothèses ; une comparaison essai-modèle de compression après impact sur chant de stratifié clôturera ce chapitre. Sa validation sera discutée ; l'objectif étant d'obtenir une méthode d'aide au dimensionnement de structures composites à la tolérance aux dommages d'impact sur chant de stratifié.

1. Introduction :

Comme pour les essais d'impact, le scénario d'endommagement, et plus particulièrement ici l'élément menant à la rupture finale de la plaque, a été la question essentielle qui a guidé toutes nos analyses expérimentales. L'élément sous-jacent est en particulier la mise en place d'une modélisation qui nécessite de bien connaître ces phénomènes afin de mettre en place les bons critères de rupture finale [4]. De plus, comme dans le cas de l'impact, la complémentarité des différents essais de CAI que nous avons menés nous a permis d'avancer dans notre compréhension physique de ces phénomènes.

Les essais de CAI ont été réalisés selon un dérivé de la norme AITM 1-0010 [1,3,11] et ESDU 80023 [12], en effet il n'existe pas de norme pour les essais de CAI sur chant.

Les principaux intérêts de cette étude sont de déterminer :

- La force à laquelle apparaît le flambage.
- L'évolution des déformations dans l'axe de compression pour les deux faces opposées de l'échantillon, afin de déterminer la part de compression et de flexion et de déterminer l'apparition du flambage.
- La force à laquelle l'échantillon rompt ; donnant ainsi la tenue résiduelle de ce dernier.
- Le suivi de la fissure partant de la zone impactée (si possible).

2. Matériel et Méthodes :

2.1. Echantillons

Dans ce paragraphe tous les essais présentés ont été réalisés avec des éprouvettes définies durant le chapitre sur l'impact sur chant (Chapitre II) dans le cadre de l'étude de la tolérance aux dommages. Cette étude doit être, autant que possible, représentative des besoins industriels actuels définis précédemment. Les éprouvettes issues des essais d'impact sur chant présentent des dimensions de 150 mm x 60 mm et les quatre cas de drapages utilisés lors de l'impact sont testés en CAI. On notera qu'une seule éprouvette a été testée pour les impacts à 20 J et 35 J alors que deux éprouvettes ont été testées pour les impacts à 10 J.

2.2. Développement d'un outillage de CAI

Les essais de compression après impact sont réalisés sur une machine de traction/compression Schenck de 400 kN. Lors de l'essai de CAI, l'effort de compression, le déplacement de l'éprouvette hors plan, la déformation de l'éprouvette dans le plan et le champ de déplacement par corrélation d'images 3D sont mesurés.

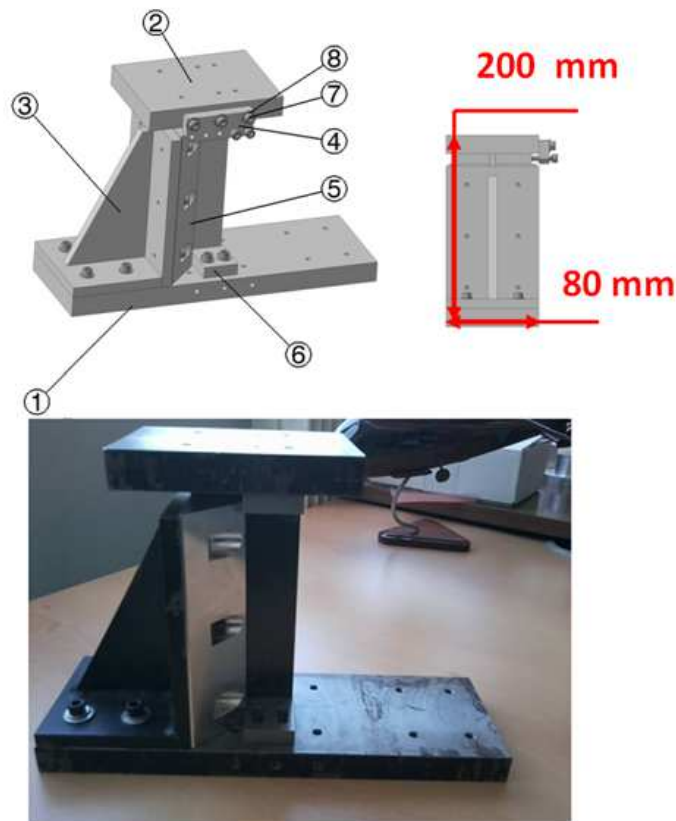


Figure 1 : Outillage de compression après impact (CAI)

L'outillage de CAI (Figure 1) a été conçu afin de simuler les conditions limites d'une structure type « raidisseur + peau ». L'objectif dans ce cas, en accord avec le modèle numérique de l'étude de flambage, est de réaliser une liaison glissière sur l'éprouvette sans qu'elle ne vienne perturber l'endommagement dû à l'impact. Cet outil est inspiré de l'outil de compression après impact sur plaque au standard Boeing* BSS 7260 [13] et norme AIRBUS [11].

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

L'outillage ainsi modifié est composé d'éléments communs à l'outillage de CAI sur plaque : un plateau inférieur (référence 1- Figure 1), un plateau supérieur (référence 2- Figure 1), une équerre (référence 3- Figure 1). Les couteaux anti-matage (référence 6- Figure 1) ont été modifiés afin de s'adapter à la largeur plus faible. On remarquera évidemment la présence du bord libre de l'échantillon.

La principale différence par rapport à l'outillage de CAI au standard Boeing* BSS 7260 [13] réside dans les couteaux de maintien de l'échantillon (référence 5- Figure 1 et Figure 2).

En effet, ces couteaux doivent réaliser une liaison glissière, en accord avec le modèle numérique de l'étude de flambage. C'est pourquoi ces couteaux présentent deux lames afin de permettre une translation de l'échantillon suivant l'axe de compression (Figure 3). Nous sommes ainsi très proche des conditions aux limites du modèle numérique.

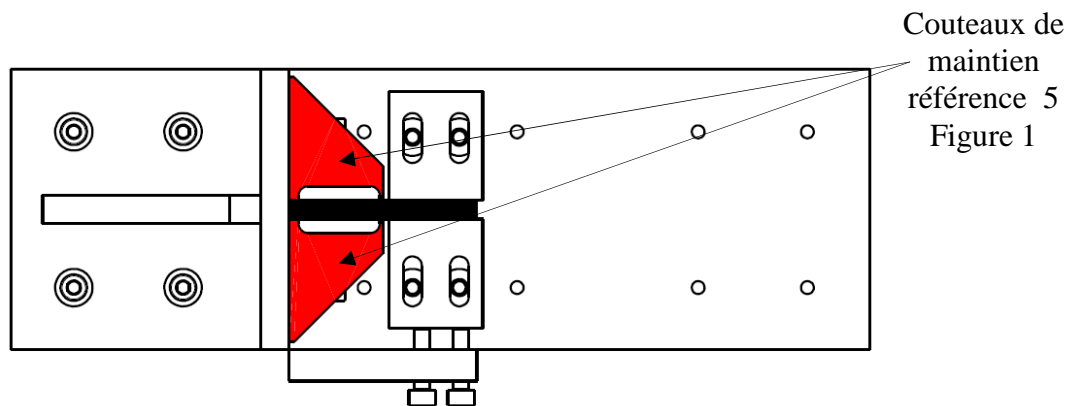


Figure 2 : Liaison glissière réalisée par les couteaux de maintien

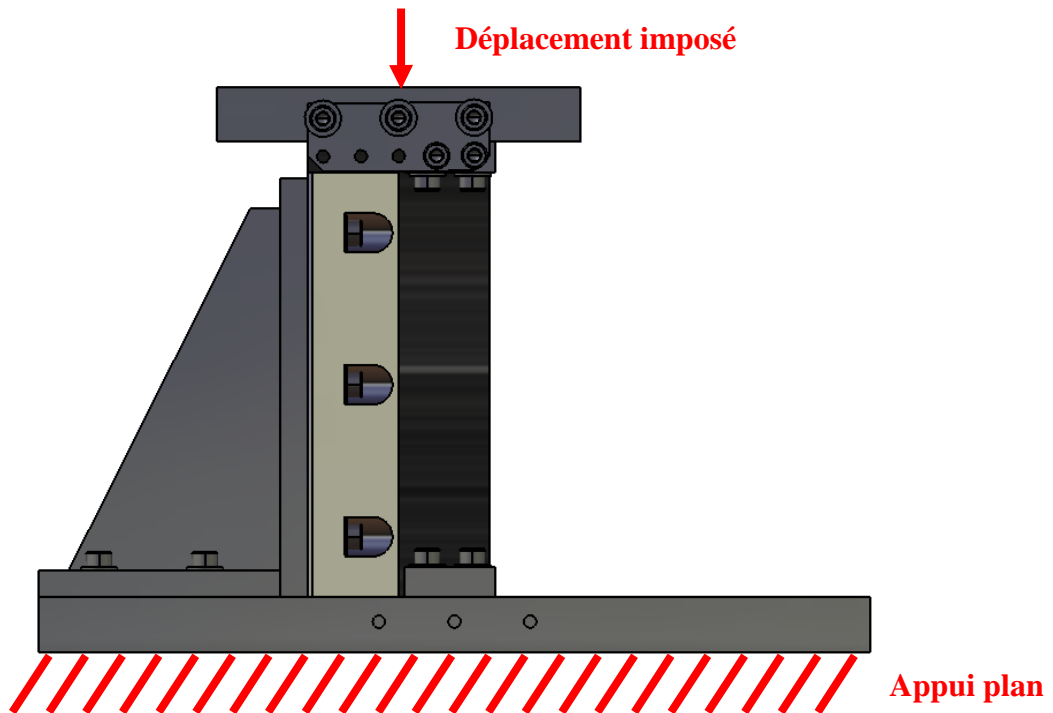


Figure 3 : Principe de l'essai de CAI

2.3. Essais expérimentaux

L'essai de CAI est un essai connu pour être complexe, il est donc primordial que la répétabilité du montage de l'éprouvette soit robuste. Ainsi, on prendra soin de fixer les couteaux de maintien de l'éprouvette sur un marbre afin de s'assurer de leur perpendicularité avec le plateau inférieur. Cette condition aux limites ne sera plus manipulée tout au long de l'essai. L'éprouvette est enfin montée dans l'outillage et le couteau de maintien de la face opposée fixé à chaque nouvel essai (Figure 4).



Figure 4 : Montage de l'éprouvette dans l'outillage de CAI

Les capteurs sont ensuite placés sur l'éprouvette. Sur une face, un capteur LVDT est placé à 5 mm sous le point d'impact afin de mesurer la flexion de la plaque. Un extensomètre est également collé sur cette face afin de mesurer la déformation longitudinale dans l'axe de compression (Figure 5). La face opposée présente un mouchetis qui permettra de mesurer également la flexion de la plaque ainsi que les champs de déplacements et de déformations. L'évolution globale de la forme de l'éprouvette sera alors déterminée à l'aide des mesures sur les deux faces. L'ensemble est placé dans la machine de compression et le tarage de tous les capteurs est effectué.

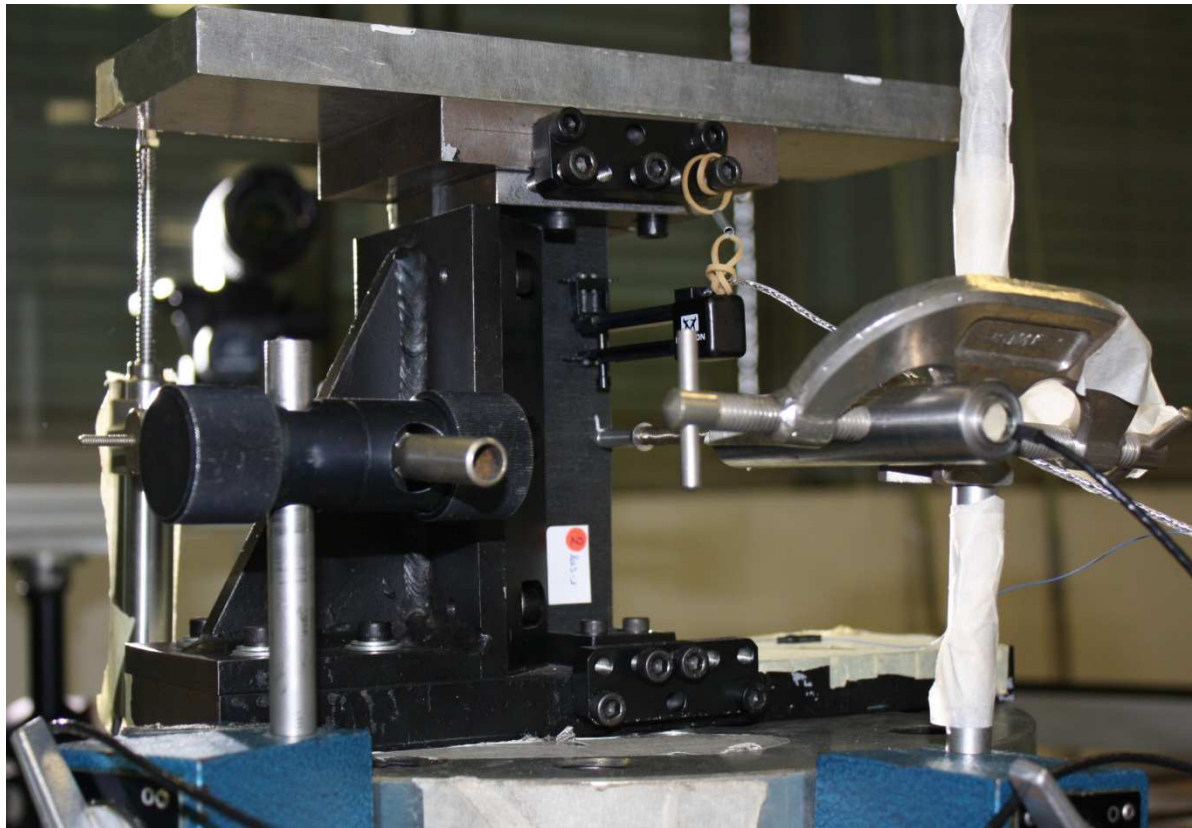
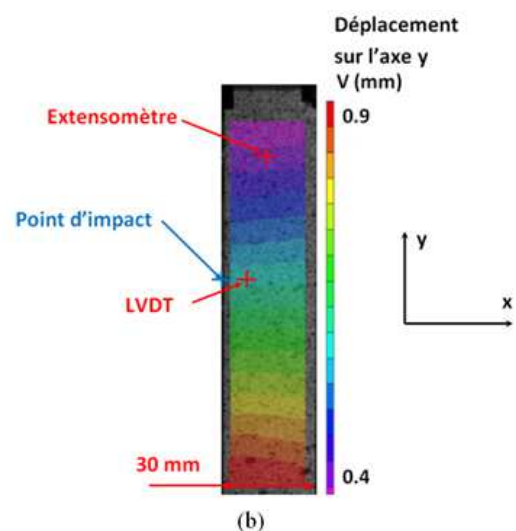


Figure 5 : Montage des capteurs

Après réalisation des étapes de corrélation préalables, on effectue une première mise en compression de l'ensemble de l'ordre de 15 kN et on effectue une calibration pour vérifier que le champ de déplacement est bien homogène (par expérience l'éprouvette tourne toujours un peu lors de la pré-charge cf. Figure 6). On peut noter également que c'est le mors inférieur qui se déplace, d'où le déplacement supérieur de la partie inférieure de l'éprouvette.



(a)



(b)

Figure 6 : Pré-charge (a) et vérification de l'homogénéité des déplacements de compression de l'éprouvette par stéréocorrélation d'images (b)

On peut alors lancer l'essai et suivre l'évolution de la tenue résiduelle après impact sous sollicitation de compression.

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

Les éprouvettes sont soumises à une charge de compression imposée par un déplacement quasi-statique de 0.01 mm/s.

Comme nous l'avons vu précédemment, la déformation longitudinale des deux faces est mesurée d'une part par un extensomètre et d'autre part par corrélation d'images. Ainsi la déformation de compression longitudinale peut être déterminée par une moyenne des déformations des faces opposées. De même la différence de ces deux déformations représente la déformation de flexion (Figure 7) [2] :

$$\varepsilon_{compression} = \frac{\varepsilon_{extensomètre} + \varepsilon_{corrélation}}{2}$$

$$\varepsilon_{flexion} = \frac{\varepsilon_{extensomètre} - \varepsilon_{corrélation}}{2}$$

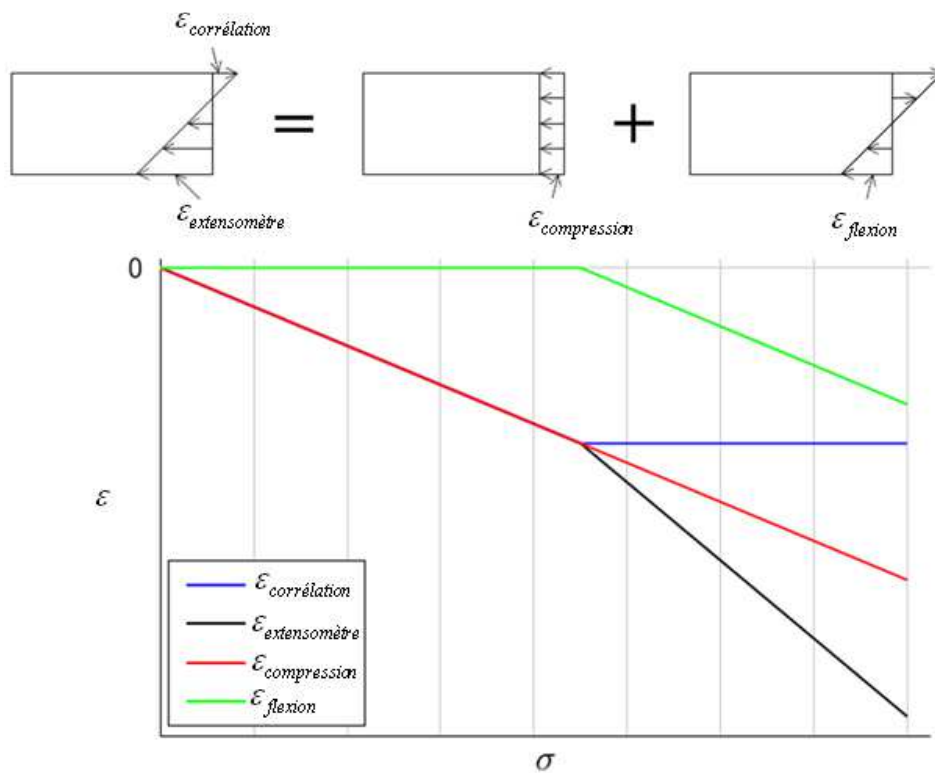


Figure 7 : Evolution théorique des déformations lors d'un flambage [2]

Les déplacements de la plaque mesurés sur les deux faces permettent d'évaluer la présence éventuelle d'un flambage local ou global pendant l'essai de CAI [11]. De plus la différence de ces deux déplacements indique l'ouverture ou la fermeture de l'échantillon.

3. Résultats

Le champ de déplacement hors plan w est mesuré par corrélation d'images sur une face et en un point sur la face opposée par un LVDT. La contrainte critique de flambage peut alors être identifiée de deux manières. Tout d'abord par la mesure de w . En théorie, w est égal à 0 jusqu'à ce que le flambage apparaisse. Cependant cela n'est valable que pour un échantillon non impacté. Dans le cas d'un échantillon endommagé, le déplacement hors plan est plus instable et évolue au cours de l'essai de CAI. Lorsque le flambage apparaît, le déplacement hors plan augmente alors brutalement et l'identification de l'initiation du flambage est plus délicate que sur un échantillon sain. C'est pourquoi la seconde méthode sur l'évolution des déformations de compression et de flexion a été utilisée. La déformation de compression évolue linéairement avec la charge de compression (Figure 7). A l'initiation du flambage, la linéarité est perdue et une composante de flexion apparaît.

3.1. Echantillons non impactés

Les essais de CAI ont initialement été réalisés sur des éprouvettes saines non-impactées pour chaque cas de drapage. Ainsi ces essais serviront de références dans l'étude de la tolérance aux dommages en fonction de l'énergie d'impact. Nous nous appuierons sur le cas du drapage 1 dans ce qui suit pour exposer nos travaux.

Lors de l'essai, le champ de déplacement, nommé v , suivant l'axe y est contrôlé (Figure 8). On peut voir que le champ de déplacement reste homogène, avec des iso-valeurs parallèles à l'axe x , ce qui est un indicateur du bon déroulement de l'essai (Figure 8).

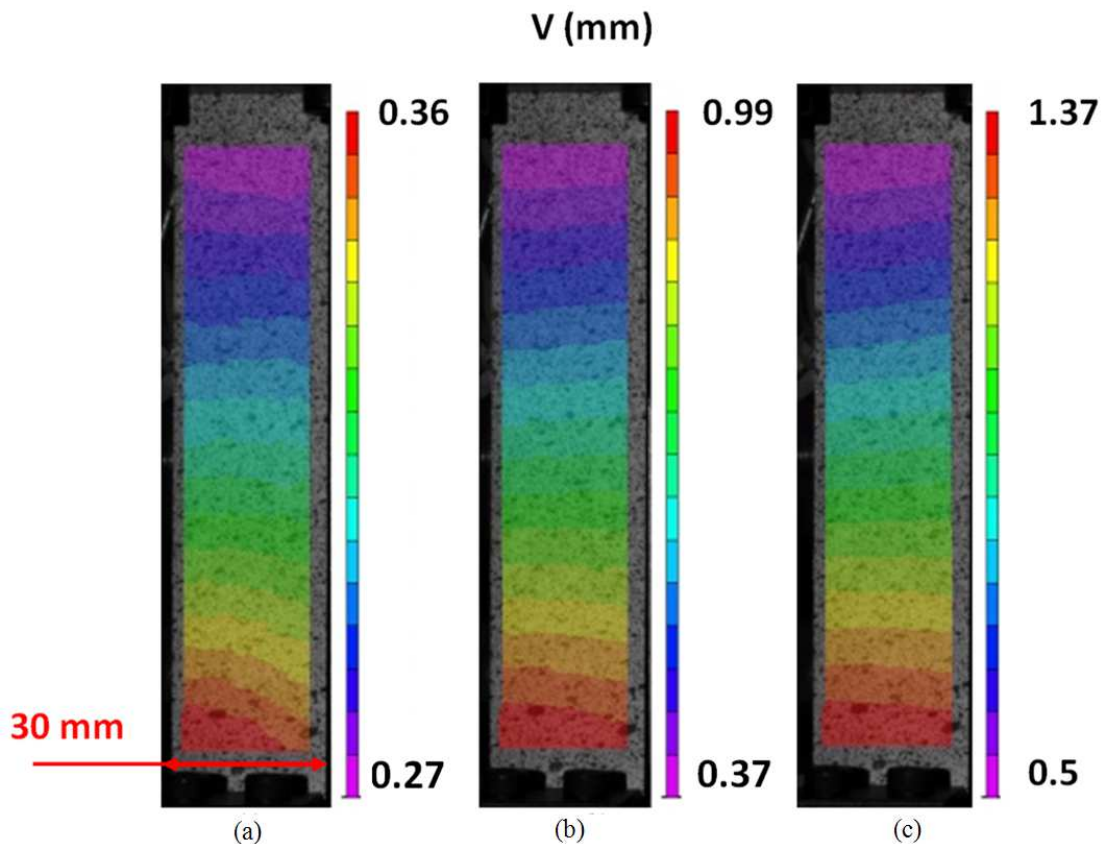


Figure 8 : cas1-sain, champ de déplacement dans l'axe de compression v à 111 MPa (a), 333 MPa (b) et 500 MPa (c)

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

Aucun flambage n'apparaît clairement sur les échantillons sains (Figure 9), seul un début de flambage semble se développer juste avant la rupture finale.

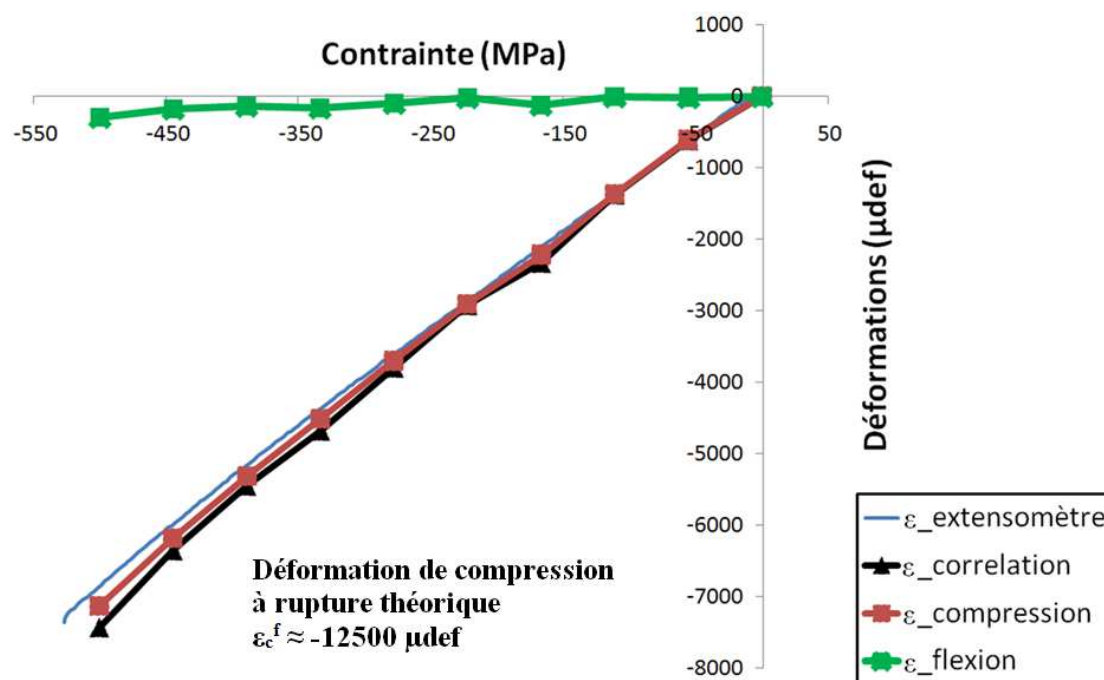


Figure 9 : cas1-sain, courbe contrainte-déformation

L'évolution des déformations dans l'axe de compression y montre une relative homogénéité à la surface de l'éprouvette (Figure 10).

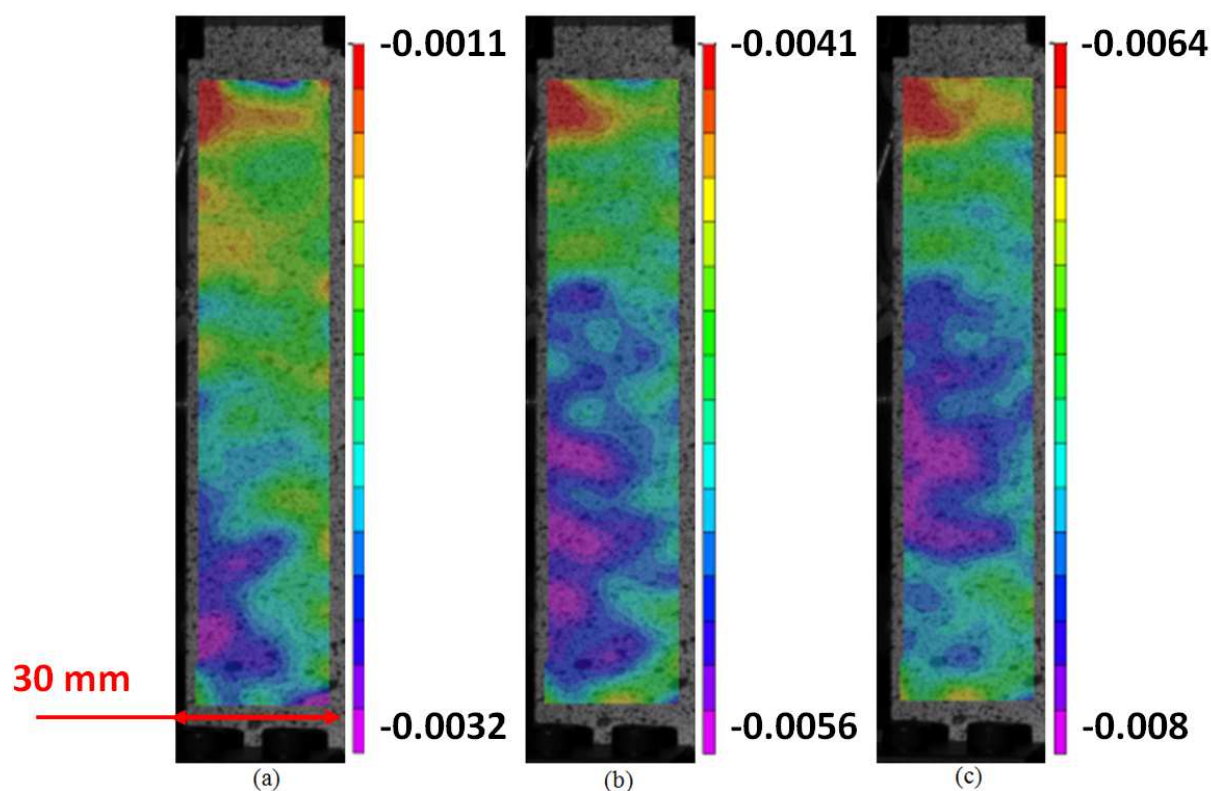


Figure 10 : cas1-sain, déformation ϵ_{yy} à 111 MPa (a), 333 MPa (b) et 500 MPa (c)

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

Le faciès de rupture de l'échantillon post-mortem, montre une rupture par matage aux conditions aux limites (Figure 11).



Figure 11 : cas1-sain, faciès de rupture après CAI

Toutes ces remarques restent valables pour les 4 cas de drapages (Figure 12).

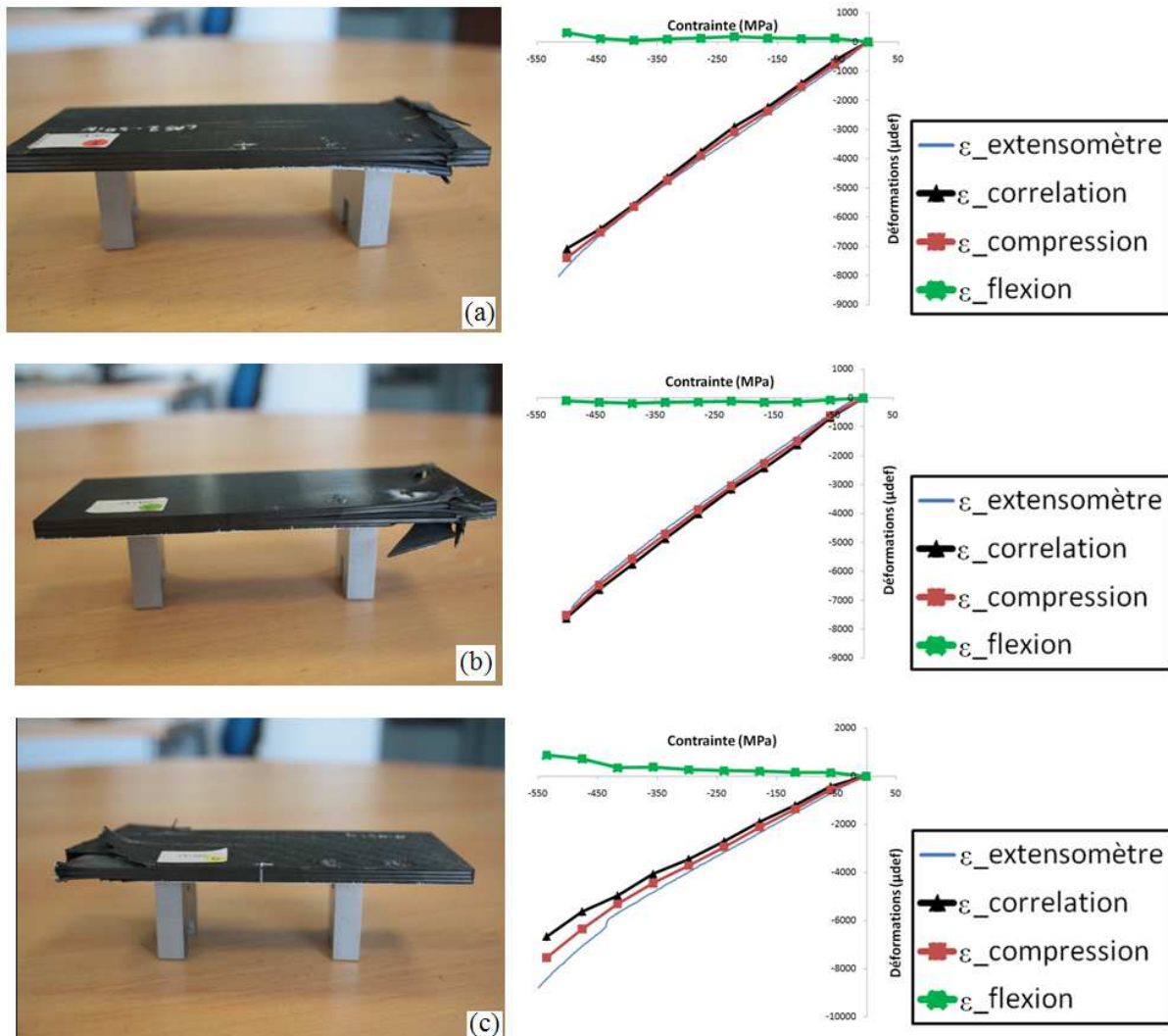


Figure 12 : faciès de rupture et courbes contrainte-déformation des cas2 (a), cas3 (b) et cas4 (c)

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

Il est à noter que la rupture finale apparaît plus tôt que les hypothèses de calcul. Les plis à 0° sont théoriquement les premiers rompus pour une contrainte de 758 MPa. En pratique la rupture intervient à 528 MPa, 544 MPa, 542 MPa et 539 MPa respectivement pour les cas 1, 2, 3 et 4. Ceci est évidemment dû à la rupture en matage dans les conditions limites. Ce problème est classique des essais de CAI sur peau [3,5,6,7,10].

3.2. Echantillons impactés

Après les éprouvettes de référence saines, les éprouvettes impactées (Chapitre II) sont soumises à de la CAI. La même démarche d'analyse du déplacement v (Figure 13) et de la déformation ε_{yy} est alors effectuée.

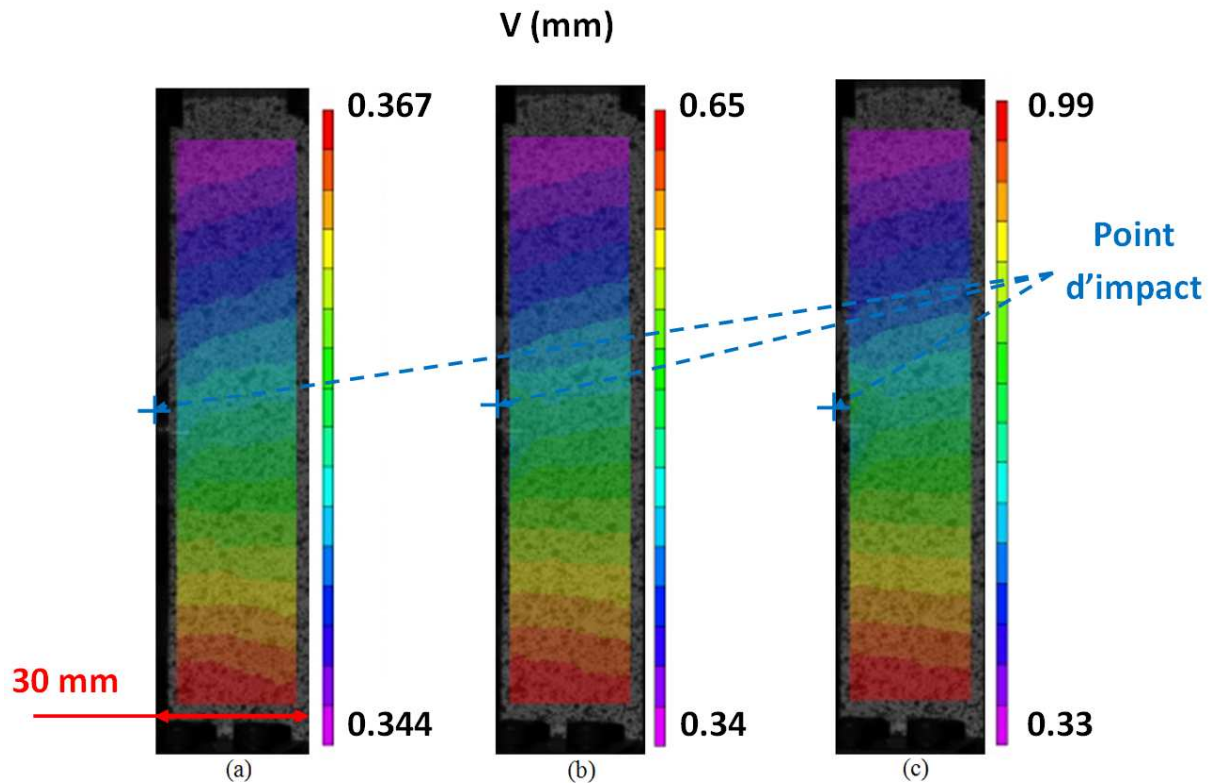


Figure 13 : cas1-impacté à 20J, champ de déplacement dans l'axe de compression v à 111 MPa (a), 333 MPa (b) et 500 MPa (c)

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

La rupture intervient brutalement et la propagation de rupture est localisée au centre de l'échantillon (Figure 14) dans l'axe de l'impact (perpendiculairement au chargement de compression).



Figure 14 : cas1-impacté à 20J, faciès de rupture après CAI

La propagation de fissure, trop rapide, ne peut pas être suivie avec le montage actuel. On peut noter également un dégagement de poussières (Figure 15) au niveau de l'impact ainsi qu'un bruit de rupture caractéristique quelques secondes avant la rupture finale. Ceci laisse à penser à une rupture de fibres.

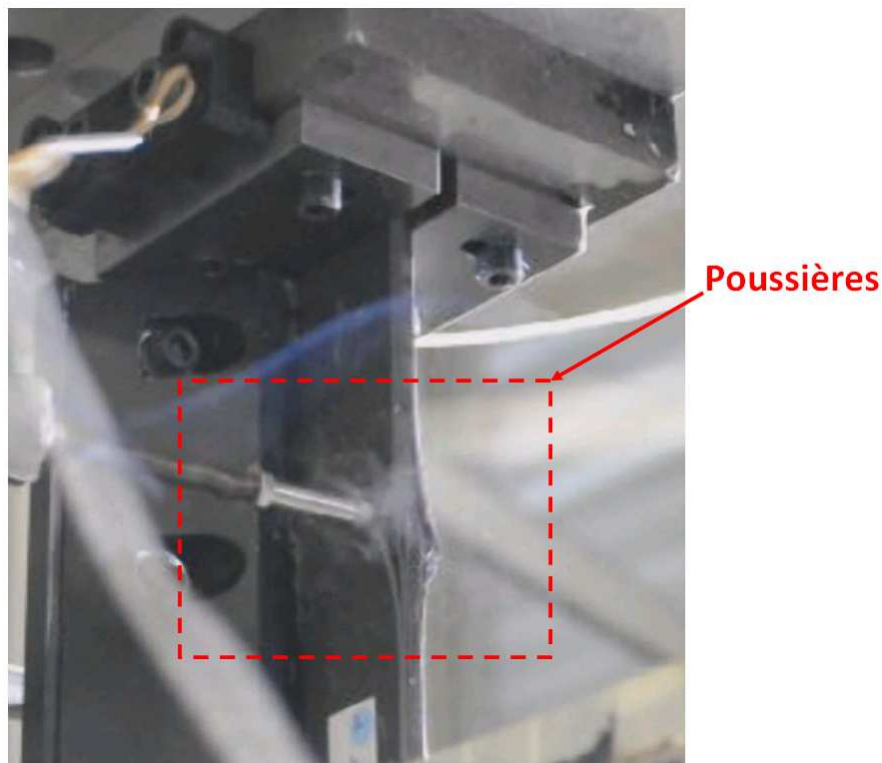


Figure 15 : cas1-impacté à 20J, dégagement de poussières avant rupture

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

Cette rupture est également pilotée par un flambage global relevé par la méthode exposée au paragraphe 2.3 (Figure 16) sur les courbes contrainte/déformation et contrainte/flèche de l'essai (la flèche correspondant au déplacement hors plan). On notera sur ces courbes que nous avons choisi, par convention de noter positivement les déplacements selon la normale extérieure à la face considérée. Des déplacements positifs signifient donc un gonflement de la plaque aussi bien pour les déplacements LVDT que pour les déplacements corrélation et la somme de ces deux déplacements représente donc l'augmentation (si elle est positive) de l'épaisseur de la plaque. Le flambage apparaît très tard et la rupture est explosive. Elle est due à une instabilité créée par le dommage d'impact ; et ce quelle que soit l'énergie d'impact et le cas de drapage. Ce résultat pourrait être dû à la même proportion de plis orientés à 0° des différentes séquences d'empilements étudiées.

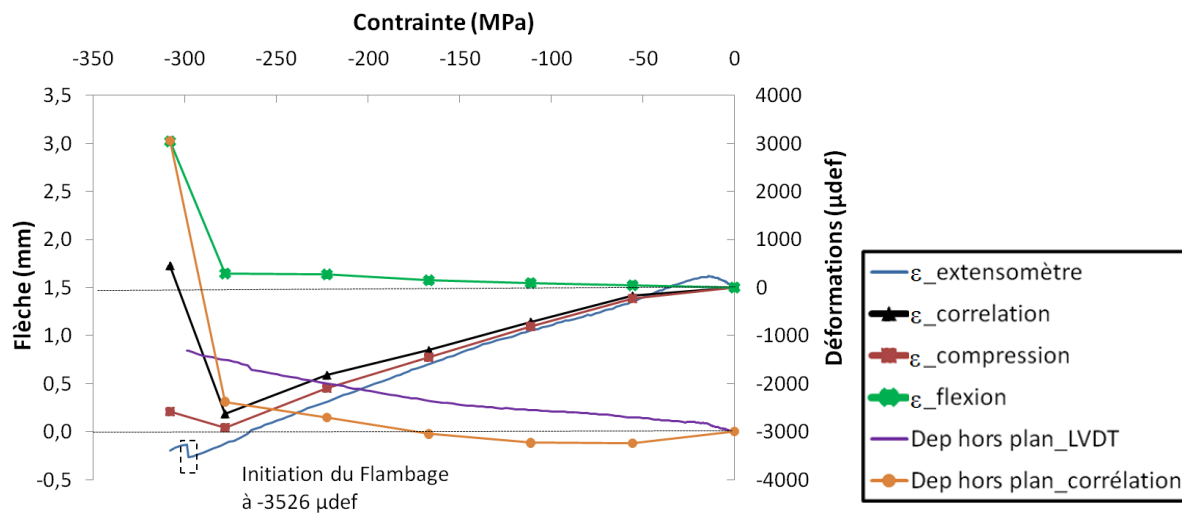


Figure 16 : Cas1-impacté à 20J, courbes contrainte-déformation et contrainte-flèche

Le gonflement apparaît tôt et on note également un comportement singulier de la plaque lors de l'essai de CAI. On constate en effet une flexion d'ensemble de la plaque avec une particularité au niveau du bord de la zone impactée qui réagit en sens inverse (Figure 17). Il faut néanmoins noter que $W = 0$ correspond à la forme après impact et non à la plaque saine.

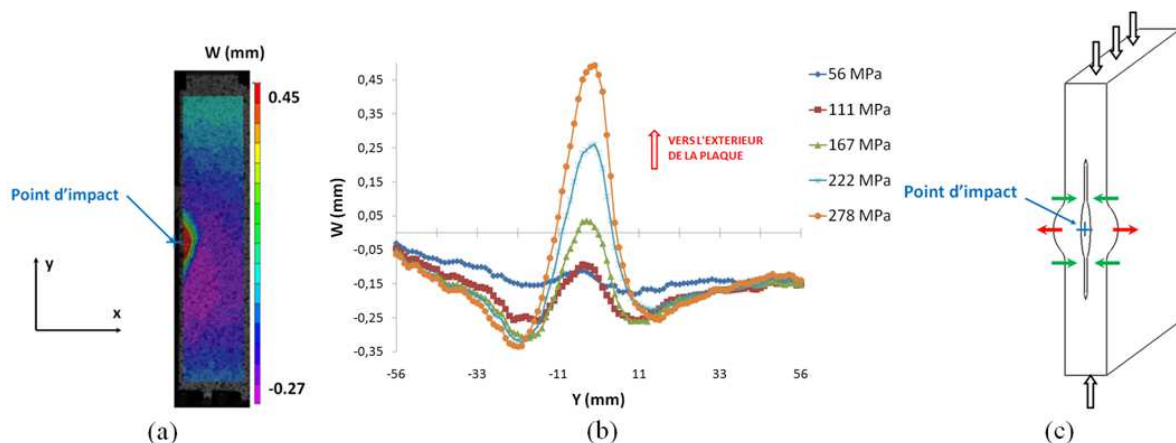


Figure 17 : Cas1-impacté à 20J, déplacement hors plan w par stéréo corrélation (a), évolution du déplacement hors plan (W) le long du chant (Y) impacté (b), et schéma des déplacements de l'éprouvette (c)

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

On observe que l'épaisseur des plaques augmente au niveau du point d'impact (Figure 17.b). Le flambage local de la zone délaminée et la rupture de fibres en compression (perpendiculairement au chargement) coexistent et il est difficile de déterminer lequel déclenche la rupture finale bien que la re-fermeture des zones en périphérie du point d'impact suggère que la propagation de fibres pilote cette rupture (Figure 17.c). Evidemment, la flexion globale de la plaque observée doit surcharger cette fissure et anticiper sa propagation.

Enfin, les contraintes à rupture résiduelles ainsi que les initiations de flambage (Figure 18) et les déformations à rupture résiduelles (Figure 19) pour chaque cas de drapage et chaque énergie d'impact peuvent être représentées afin de synthétiser la tenue résiduelle à l'impact sur chant.

On notera (Figure 18) que les contraintes à rupture théoriques des plaques saines sont déterminées de la manière suivante :

$$\sigma_{rupture}^{th} = \varepsilon_c^f \cdot E_{moy}$$

Où ε_c^f est la déformation à rupture de l'UD d'une valeur de -12500 μdef et E_{moy} la rigidité moyenne du stratifié dans l'axe de compression (soit environ 57 GPa pour les cas de drapage 1, 2 et 3 et environ 80 GPa pour le cas de drapage 4).

De plus, la valeur de la contrainte à rupture résiduelle des cas non-impactés (Figure 18) n'est pas représentative. Ces valeurs sont données à titre indicatif car les éprouvettes saines ont rompu de manière anticipée par matage (cf paragraphe 3.1). Ces essais sur structures saines ont été réalisés principalement pour vérifier notre essai et en particulier que le flambage apparaissait plus tard que la rupture pour les cas impactés. Nous avons ainsi pu confirmer que lors de l'essai de CAI, la rupture finale des plaques impactées était bien due aux dommages d'impact et non au flambage.

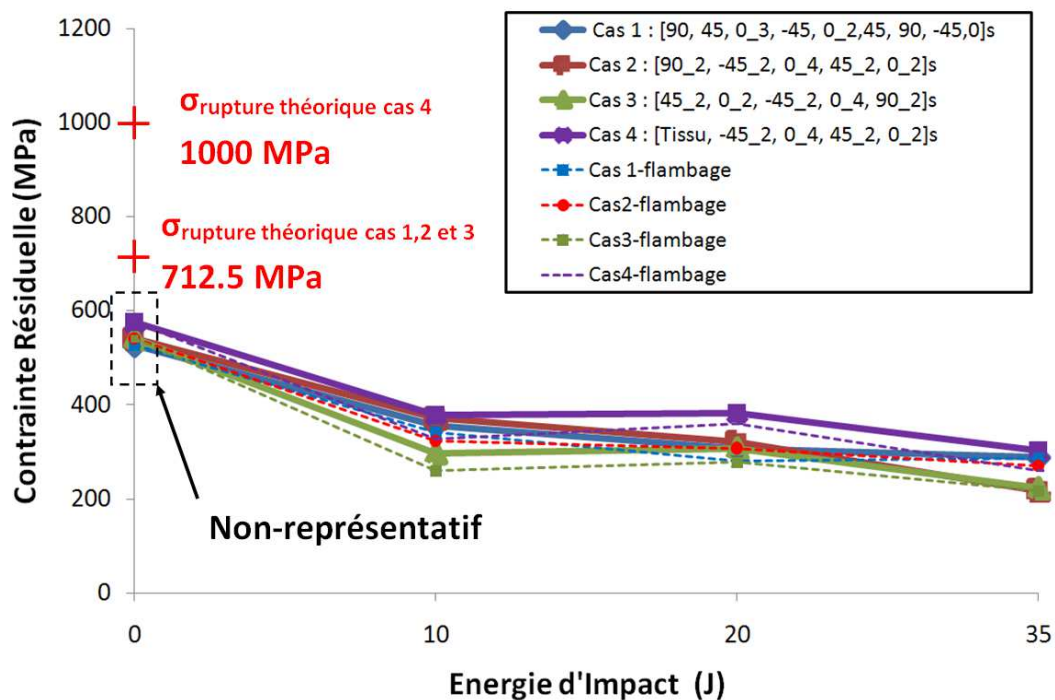


Figure 18 : Contraintes résiduelles en fonction de l'énergie d'impact

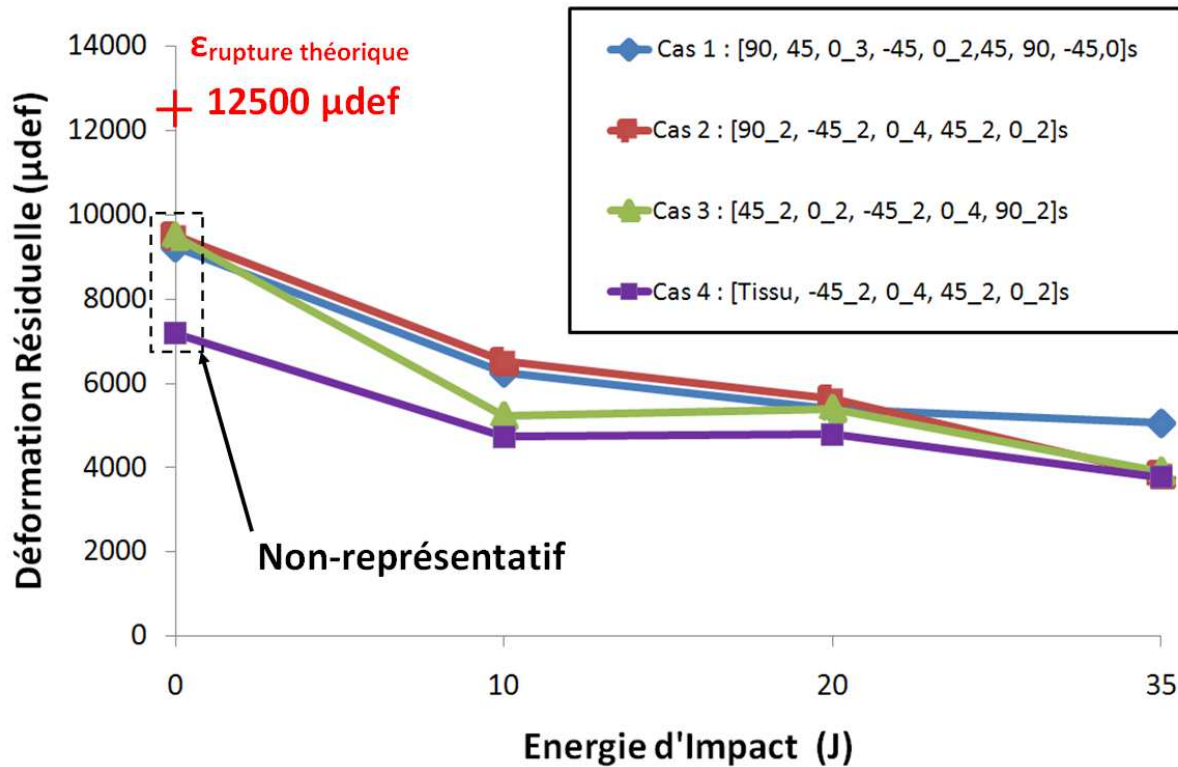


Figure 19 : Déformations résiduelles en fonction de l'énergie d'impact

De la même manière, la valeur de la déformation à rupture des cas non-impactés (Figure 19) n'est pas représentative car les éprouvettes saines ont rompu de manière anticipée par matage (cf paragraphe 3.1).

Ces résultats doivent néanmoins être pris avec précaution au vu du faible nombre d'essais réalisés, et une étude de répétabilité devra être réalisée.

L'effet de l'énergie d'impact sur la contrainte résiduelle de compression est de 26% de perte de propriétés résiduelles entre un impact à 10 J et un impact à 35 J en moyenne pour les quatre cas de drapage. Néanmoins, un scénario de rupture dû à une fissure en compression fibre se propageant à partir du point d'impact reste envisageable. En effet, la rigidité de la plaque étant très importante lors de l'impact, même pour des énergies d'impact faibles, une fissure doit se créer lors de l'impact sous le point d'impact dans les plis orientés selon le chargement de compression ; fissure qui se propage ensuite de façon brutale lors de la CAI.

3.3. Conclusion et discussion

Malgré les écarts en termes de surface délaminée et de longueur de fissure (cf chapitre II, paragraphe 2.1), l'énergie d'impact et le drapage ont relativement peu d'influence sur la tenue résiduelle ou sur l'initiation du flambage global qui chutent brutalement à de petites énergies d'impact pour atteindre ce que l'on peut considérer comme une asymptote. Le comportement semble donc binaire et l'impact sur chant provoque une chute drastique des caractéristiques résiduelles en compression et ce, dès les faibles énergies d'impact. On note qu'un impact de 10 J sur les échantillons étudiés lors de cette thèse atteint le seuil de détectabilité du BVID. Ainsi pour un impact au BVID, la structure perd entre 50 % (cas 1 et 2) et 60 % (cas 3 et 4) de sa tenue en compression (supérieur à l'ordre de grandeur de 35 % obtenu par Hongkarnjanakul [4]). Il n'est donc pas possible de recommander un drapage plutôt qu'un autre. Cependant, on peut relever que le cas de drapage 4 possédant un tissu sur les faces extérieures de l'éprouvette présente une tenue résiduelle légèrement plus performante et un gain de masse de l'ordre de 7%.

Concernant les mécanismes menant à la rupture sous CAI, les phénomènes de flambage global et de propagation de rupture de fibres en compression ont été étudiés. Les essais de CAI réalisés montrent tous sans exception une propagation de fissure très brutale perpendiculairement à la direction de sollicitation de compression au centre de l'échantillon et ayant pour origine la zone d'impact. On peut faire l'hypothèse comme Rivallant *et al.* [8,9] qu'il s'agit d'une fissure formée par la rupture des fibres à 0° (dans la direction de sollicitation) en compression. La propagation des ruptures de fibres en compression semble donc jouer un rôle de premier ordre dans les mécanismes qui pilotent la tenue résiduelle du stratifié. Le modèle numérique complétera ces hypothèses.

4. Modèle numérique de CAI

L'objectif de ce paragraphe est de tester d'un point de vue qualitatif et quantitatif le modèle d'impact sur chant (développé au chapitre II paragraphe 5) sous sollicitation de compression (déplacement imposé « $d_{\text{imposé}}$ » selon l'axe longitudinal de l'éprouvette). L'architecture du modèle est donc inchangée ; seules les conditions aux limites sont modifiées afin d'appliquer, à la suite de l'impact, une charge de compression sur le modèle endommagé par l'impact (Figure 20) et de façon représentative de la campagne d'essais de CAI exposée précédemment. Nous avons choisi de ne représenter qu'une demi éprouvette (30 mm de largeur contre 60 mm pour l'éprouvette réelle) pour des raisons évidentes de gain de temps de calcul (les dommages d'impact n'atteignant pas le bord opposé à l'impact). Le set de nœud opposé à l'impact est donc laissé libre en translation dans l'axe de compression (U1), mais les déplacements hors plan (U3) sont bloqués afin de respecter les conditions aux limites des couteaux de maintien de l'outillage de CAI (Figure 2). L'effort total de compression F est alors estimé comme la somme de l'effort relevé sur le modèle $F_{\text{Modèle}}$ et de l'effort de la demi-plaque non modélisée $F_{1/2 \text{ plaque}}$ tel que :

$$F_{\text{réelle}} = F_{\text{Modèle}} + F_{1/2 \text{ plaque}} = F_{\text{Modèle}} + \varepsilon_{\text{moy}} \cdot E_{\text{moy}} \cdot S_{1/2 \text{ plaque}} = F_{\text{Modèle}} + \frac{d_{\text{imposé}}}{150} \cdot E_{\text{moy}} \cdot S_{1/2 \text{ plaque}}$$

Avec ε_{moy} la déformation de compression moyenne du modèle, E_{moy} la rigidité moyenne du stratifié dans l'axe de compression (soit environ 57 GPa pour les cas de drapage 2 et 3) et $S_{1/2 \text{ plaque}}$ la surface de la demi plaque non modélisée.

La présentation se limitera aux cas de drapage 2 et 3 impactés à 10, 20 et 35 J pour les mêmes raisons que celles présentées au chapitre II. Après la validation de ce modèle de CAI sur chant de stratifié, le modèle permettra d'obtenir une méthode d'aide à la compréhension du scénario d'endommagement de CAI et donc au développement de structures soumises à des impacts sur chant.

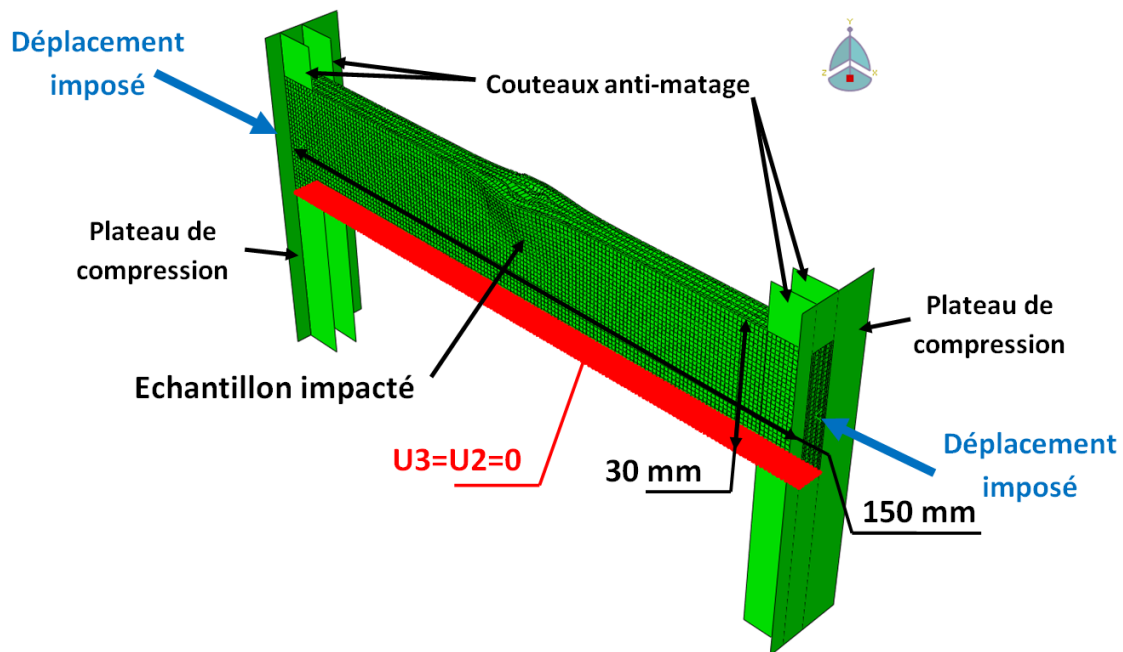


Figure 20 : Principe du modèle de CAI sur chant de stratifié

4.1. Résultats qualitatifs

Un comparatif visuel essai/modèle des faciès d'endommagement peut être effectué. On remarque en particulier une bonne corrélation essai/modèle de la surface extérieure de l'échantillon (Figure 21) qui permet de se faire une première idée de la qualité et de l'état d'endommagement du modèle. La rupture centrale de l'essai du cas 2 est bien représentée par le modèle (Figure 21.a). De même, les fissurations matricielles, le flambage et la rupture des plis à 45° à l'extérieur du cas 3 sont globalement réalistes (Figure 21.b). La propagation de la rupture finale est, sur le modèle comme sur l'essai, située au centre de l'éprouvette perpendiculairement à la direction de sollicitation de compression au centre de l'échantillon et ayant pour origine la zone d'impact.

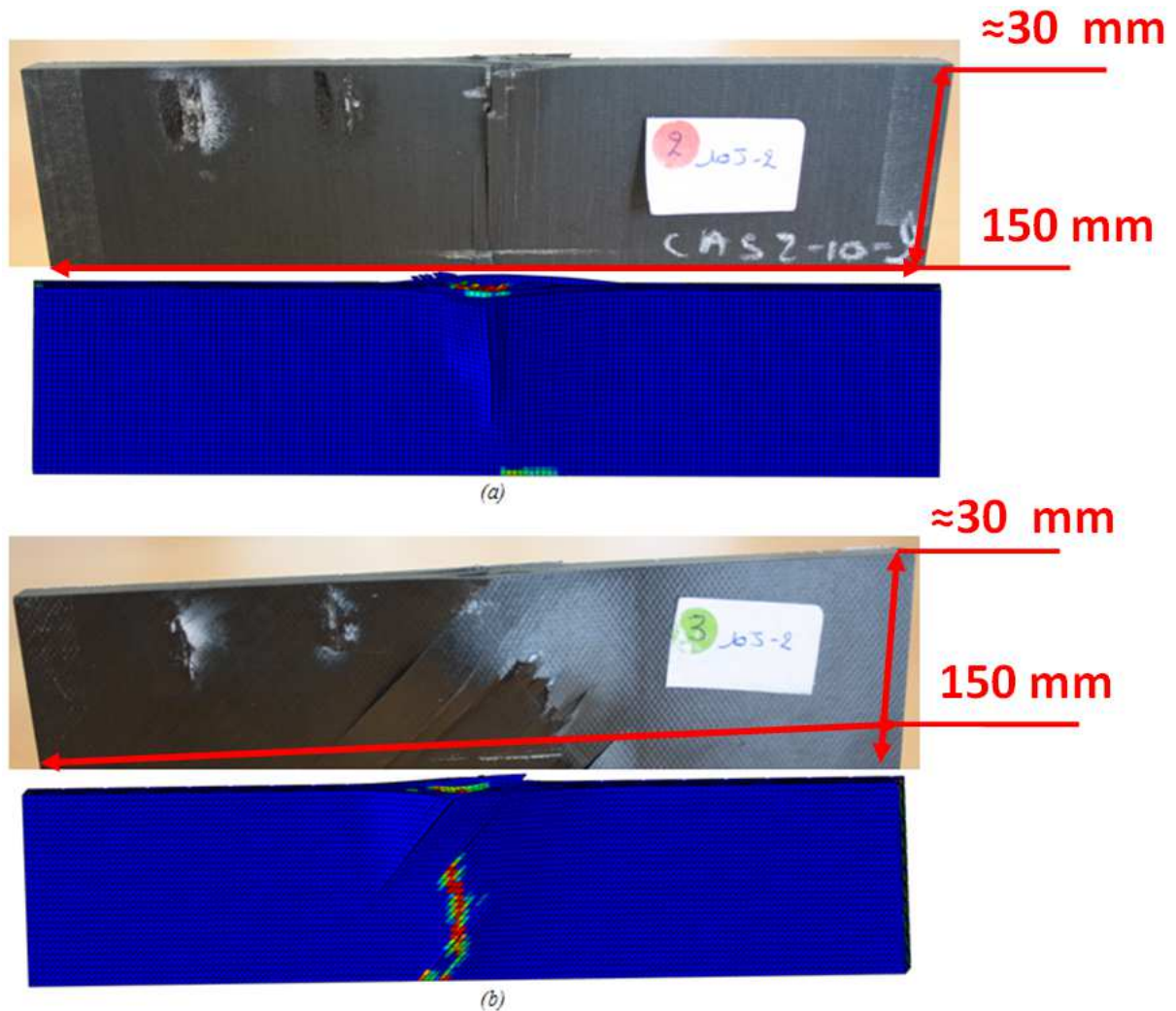


Figure 21 : Comparatif Essai-Modèle des faciès de rupture de CAI sur chant de la surface extérieure du cas 2(a), et du cas 3 (b)

Le modèle semble donc restituer les ruptures fibres et les fissurations matricielles présentes à la surface de l'essai de CAI sur chant de manière adéquate.

4.2. Résultats quantitatifs

D'un point de vue quantitatif la première étape est l'étude des courbes effort-déplacement imposé (Figure 22) qui fournissent de nombreuses informations.

Classiquement, et pour les deux cas de drapage, on observe que l'effort augmente progressivement, puis atteint un effort maximum et enfin chute brutalement.

Dans le cas du drapage 2 (Figure 22.a, b et c), la courbe effort-déplacement imposé du modèle est en bon accord avec les essais impactés à 10J et 20J. En revanche, le modèle n'est plus en accord avec l'essai impacté à 35J et l'effort à rupture est surestimé.

En ce qui concerne le cas du drapage 3 (Figure 22.d, e et f), on peut noter que les courbes effort-déplacement imposé du modèle sont globalement en mauvais accord avec l'essai. Ceci peut être expliqué par la mauvaise prise en compte de l'état d'endommagement du modèle d'impact pour ce cas de drapage (cf. Chapitre II, paragraphe 5.5). En effet, la profondeur maximum du dommage et la surface délaminée sont fortement sous-estimées pour le cas 3. Pour ce cas spécifique de drapage présentant des plis à 90° au centre de l'éprouvette (sous l'impacteur), il est probable que la non prise en compte de l'expansion due au crushing selon la direction « 1 » réduise les dommages dans le stratifié et explique tout ou partie de la surestimation de l'effort à rupture.

Dans un second temps, les courbes contrainte-déformation et contrainte-flèche sont comparées aux résultats d'essais (Figure 23 et Figure 24). On peut noter que plus l'échantillon est endommagé après l'impact et plus l'augmentation de la flèche est importante lors de la CAI (essai et modèle). Si la flèche du modèle suit assez fidèlement la flèche mesurée par LVDT lors de l'essai, le flambage du modèle est lui, en désaccord avec l'essai. De la même manière que lors de l'essai, on remarque que la rupture brutale du modèle est également pilotée par un flambage global même s'il est difficile de dire si c'est le flambage qui induit la propagation de la fissure en compression fibre ou l'inverse. Ce flambage apparaît très tard et est systématiquement surestimé par modèle. La rupture est une nouvelle fois due à une instabilité créée par le dommage d'impact ; et ce quelle que soit l'énergie d'impact et le cas de drapage. De plus, on remarque que l'essai impacté à 35 J est particulièrement en désaccord avec la réalité quelle que soit la séquence d'empilement ; probablement à cause de la mauvaise prise en compte de l'état d'endommagement du modèle d'impact pour cette énergie d'impact.

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

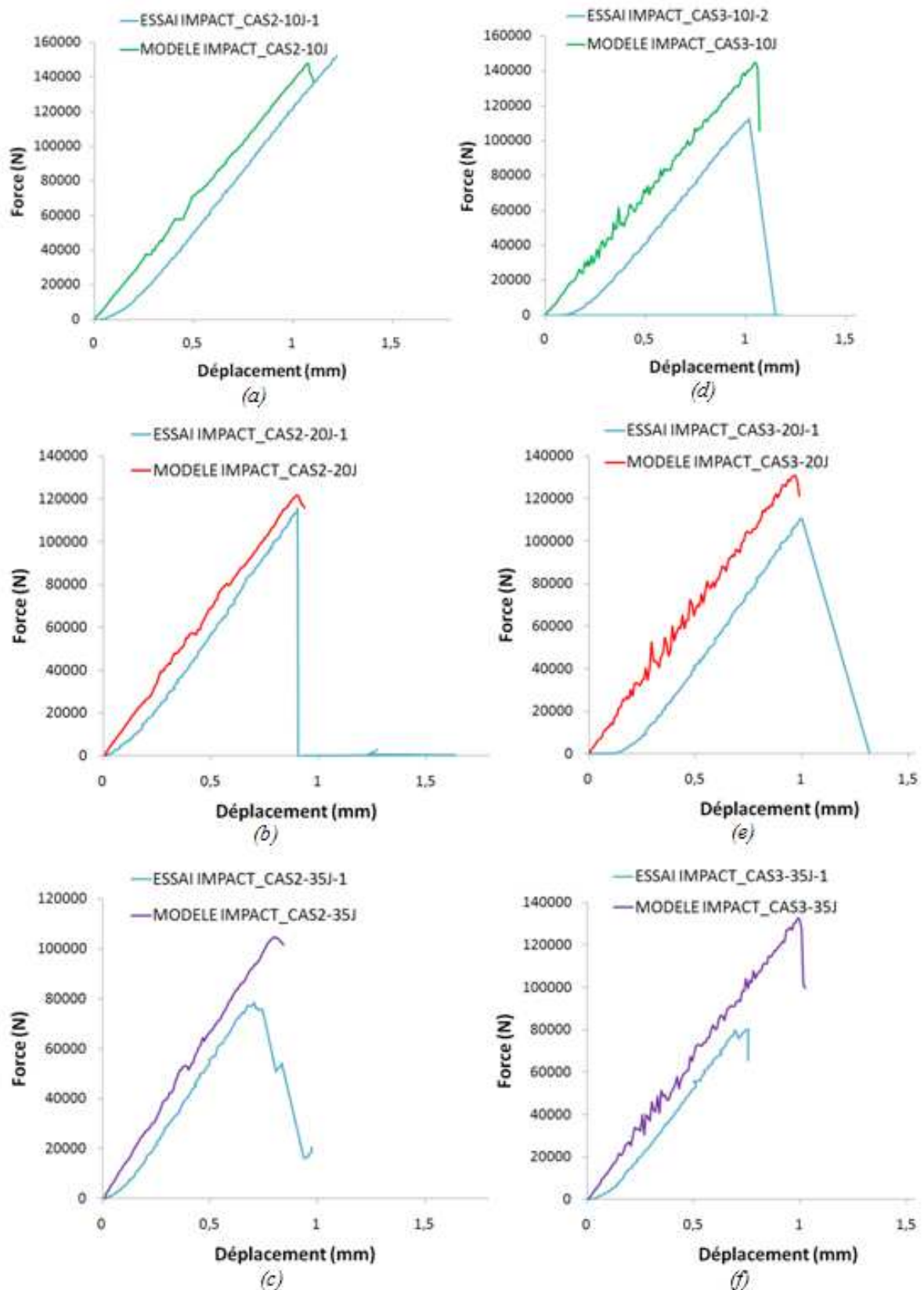


Figure 22 : Comparatif Essai-Modèle des courbes effort/déplacement imposé de CAI sur chant du cas 2 impacté à 10 J (a), 20 J (b) et 35 J (c) et du cas 3 impacté à 10 J (d), 20 J (e) et 35 J (f)

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

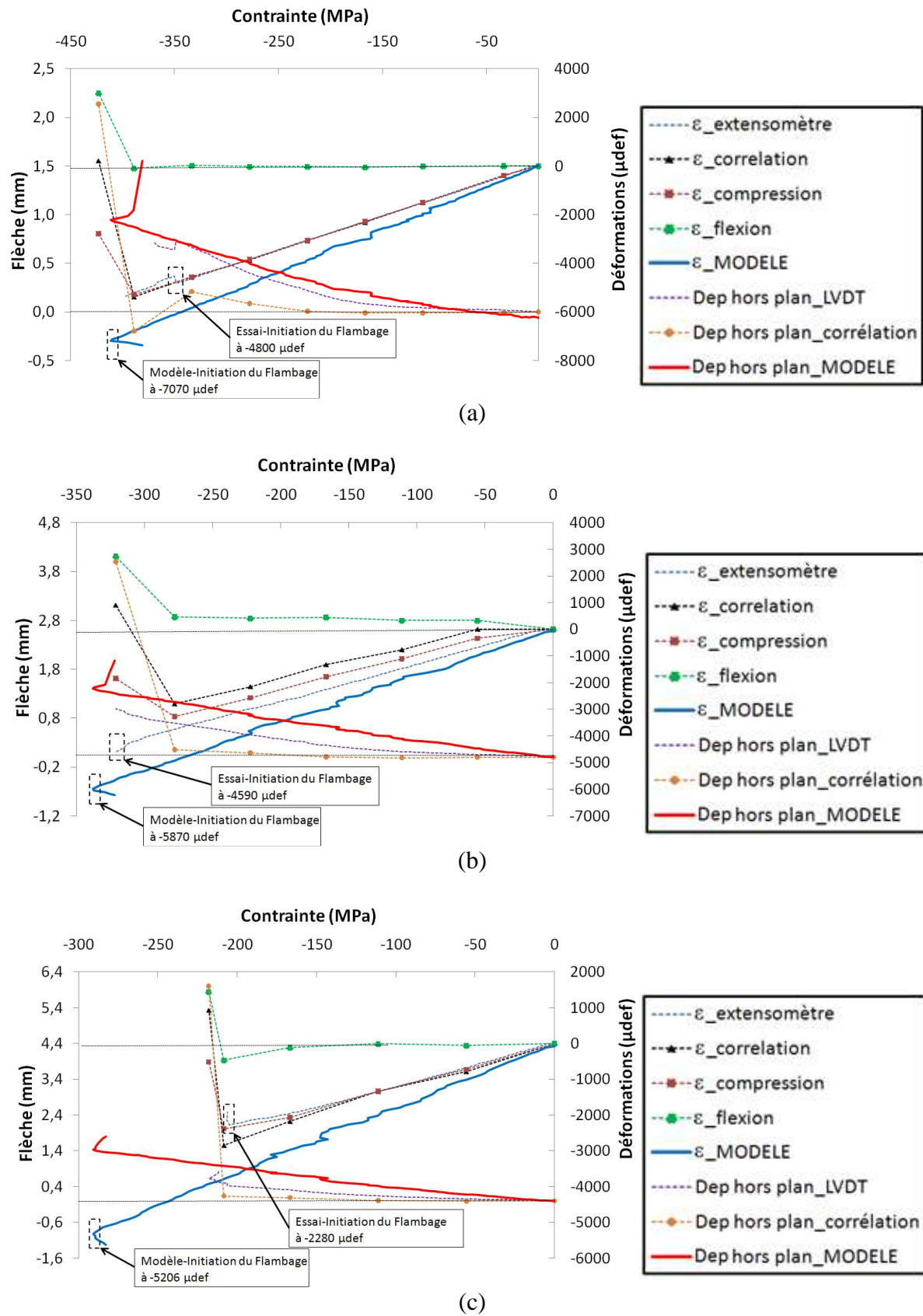


Figure 23 : Comparatif Essai-Modèle des courbes contrainte-déformation et contrainte-flèche du cas 2 impacté à 10 J (a), 20 J (b) et 35 J (c)

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

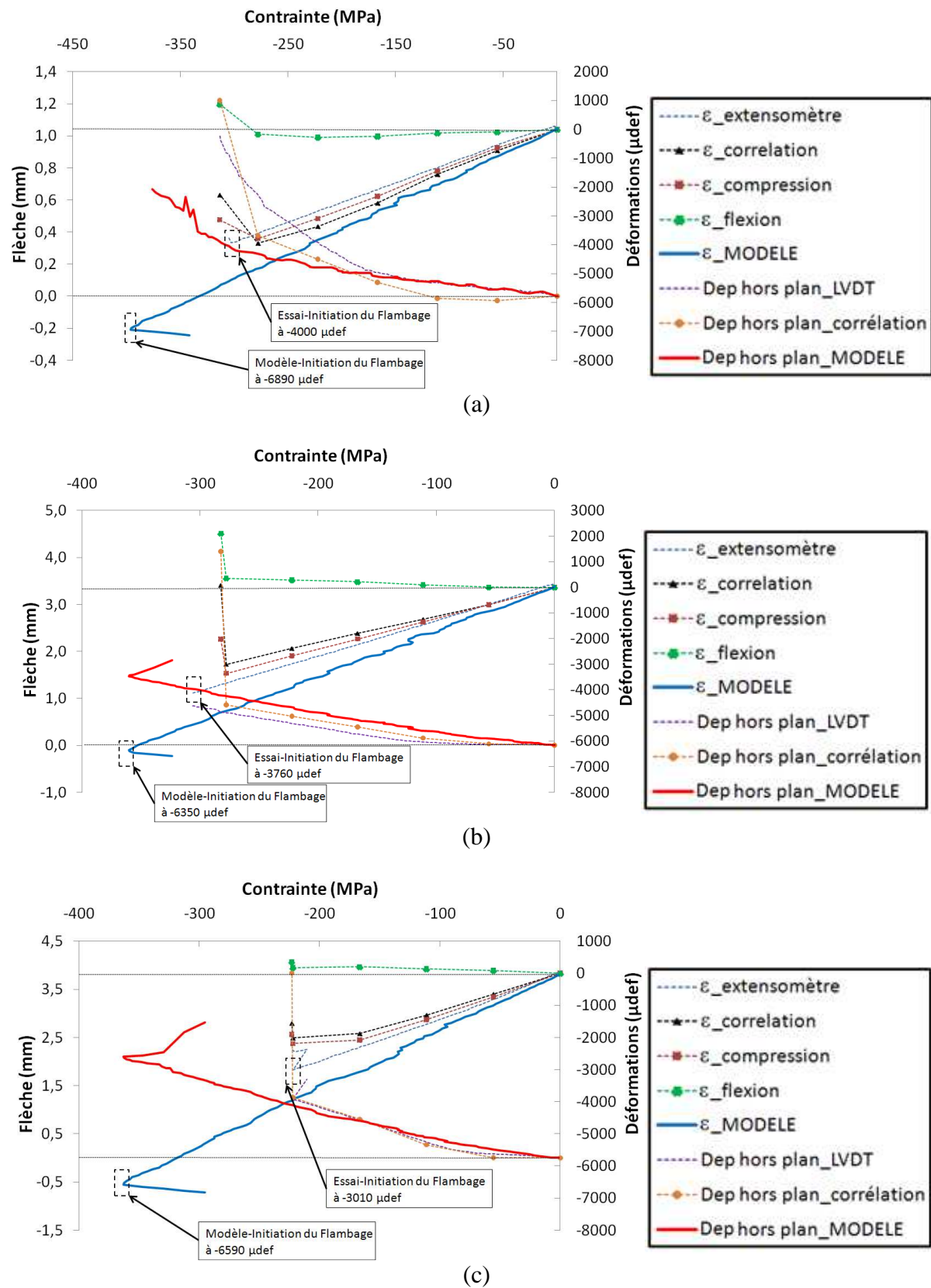


Figure 24 : Comparatif Essai-Modèle des courbes contrainte-déformation et contrainte-flèche du cas 3 impacté à 10 J (a), 20 J (b) et 35 J (c)

4.3. Discussion sur le scénario de rupture en CAI sur chant

Dans le but d'évaluer et de modéliser la résistance en compression après impact sur chant, il est primordial de comprendre le scénario de rupture final de l'échantillon.

Au paragraphe 3, nous avons formulé l'hypothèse qu'une propagation de fissure très brutale, perpendiculairement à la direction de sollicitation de compression au centre de l'échantillon et ayant pour origine la zone d'impact, était formée par la rupture des fibres à 0° (dans la direction de sollicitation) en compression. La propagation des ruptures de fibres en compression jouerait un rôle de premier ordre dans les mécanismes qui pilotent la tenue résiduelle du stratifié. Nous allons donc challenger cette hypothèse à l'aide du modèle numérique.

Grâce à ce dernier, nous pouvons accéder aux phénomènes internes de l'échantillon se développant lors de la CAI sur chant. L'état du délaminage, de la déformation longitudinale et de la rupture de fibre sont mis en parallèle afin de mettre en lumière le scénario de rupture.

Tout d'abord, on remarque que le délaminage n'évolue quasiment pas pendant la CAI sur chant ; il se propage en revanche brutalement à la rupture de l'échantillon ($d_{\text{délaminage}}$; Figure 25 et 26). Ensuite, en nous focalisant sur le premier pli se trouvant sous l'impacteur et orienté à 0° , nous relevons que la déformation à rupture en compression est atteinte juste avant la rupture finale (ϵ_{11} ; Figure 25 et 26) et sous une zone fortement endommagée par l'impact qui ne transmet plus d'effort. Enfin, il apparaît que la rupture finale (d_{fibre} ; Figure 25 et 26) est pilotée par la déformation à rupture en compression du pli orienté à 0° qui est le plus chargé lors de la compression, ce qui confirmerait l'hypothèse formulée lors de l'essai de CAI sur chant.

Il est particulièrement intéressant de noter une brève propagation de fissure juste avant la rupture finale du cas 3 (Figure 26). Cette propagation ne semble pas apparaître lors de l'essai, même si des investigations supplémentaires seraient nécessaires pour valider ce point. Une nouvelle fois cette propagation peut être expliquée par la sous-estimation de l'état d'endommagement de cette séquence de drapage (cf. Chapitre II, paragraphe 5.5) et la non-prise en compte de l'expansion due au crushing selon la direction « l » qui induit une surestimation de l'effort à rupture. On peut également penser que cette propagation trop lente est peut-être due à une surestimation de la ténacité en compression fibre (G_I^c fibre en compression). De plus, si cette propagation était brutale, comme cela semble être le cas expérimentalement, la contrainte résiduelle prédite par le modèle serait alors plus proche de la valeur expérimentale.

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

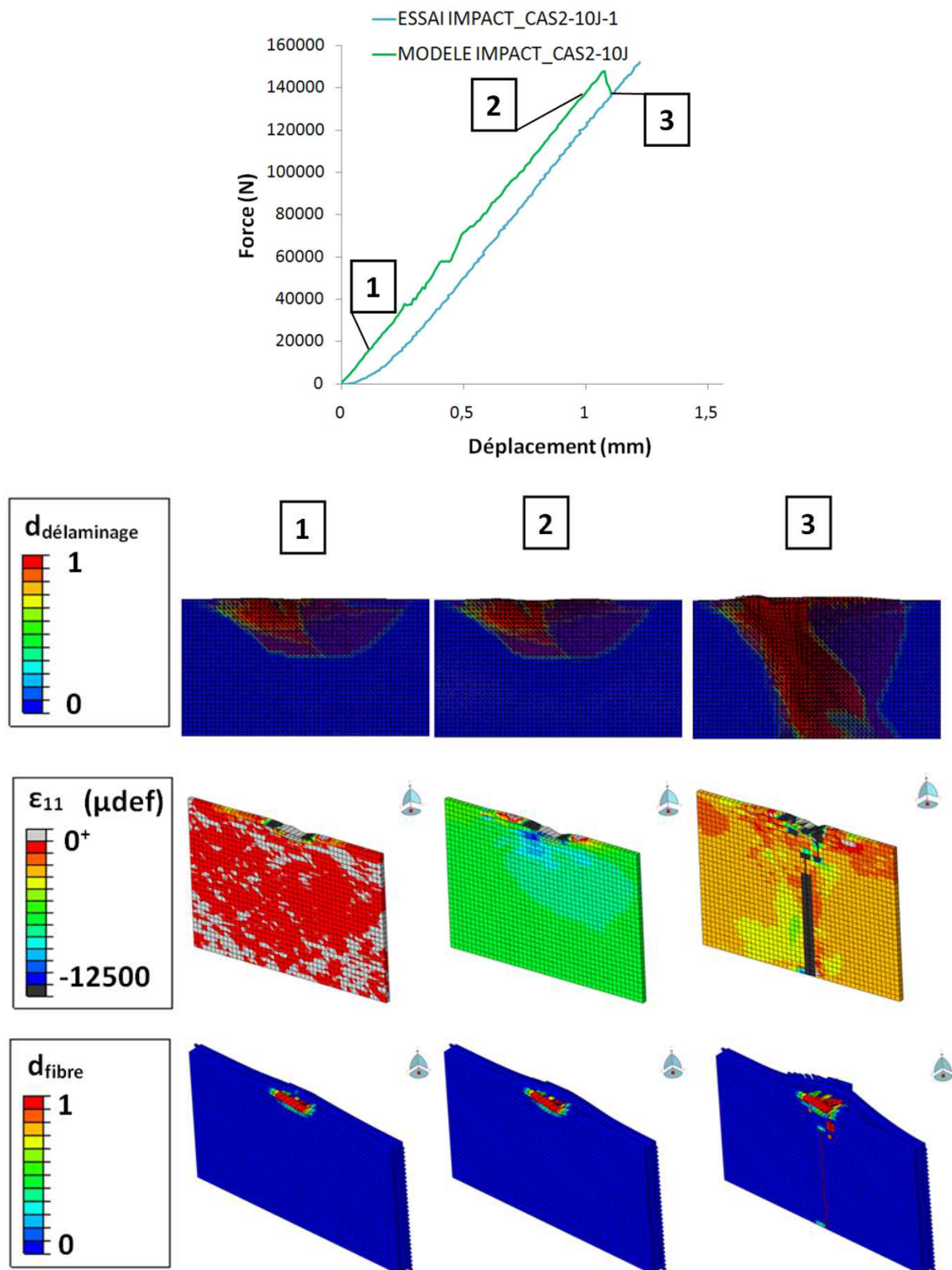


Figure 25 : Evolution de la surface délaminee, de la déformation longitudinale et de la rupture de fibre du pli à 0° le plus proche du centre de l'échantillon du cas 2 impacté à 10 J

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

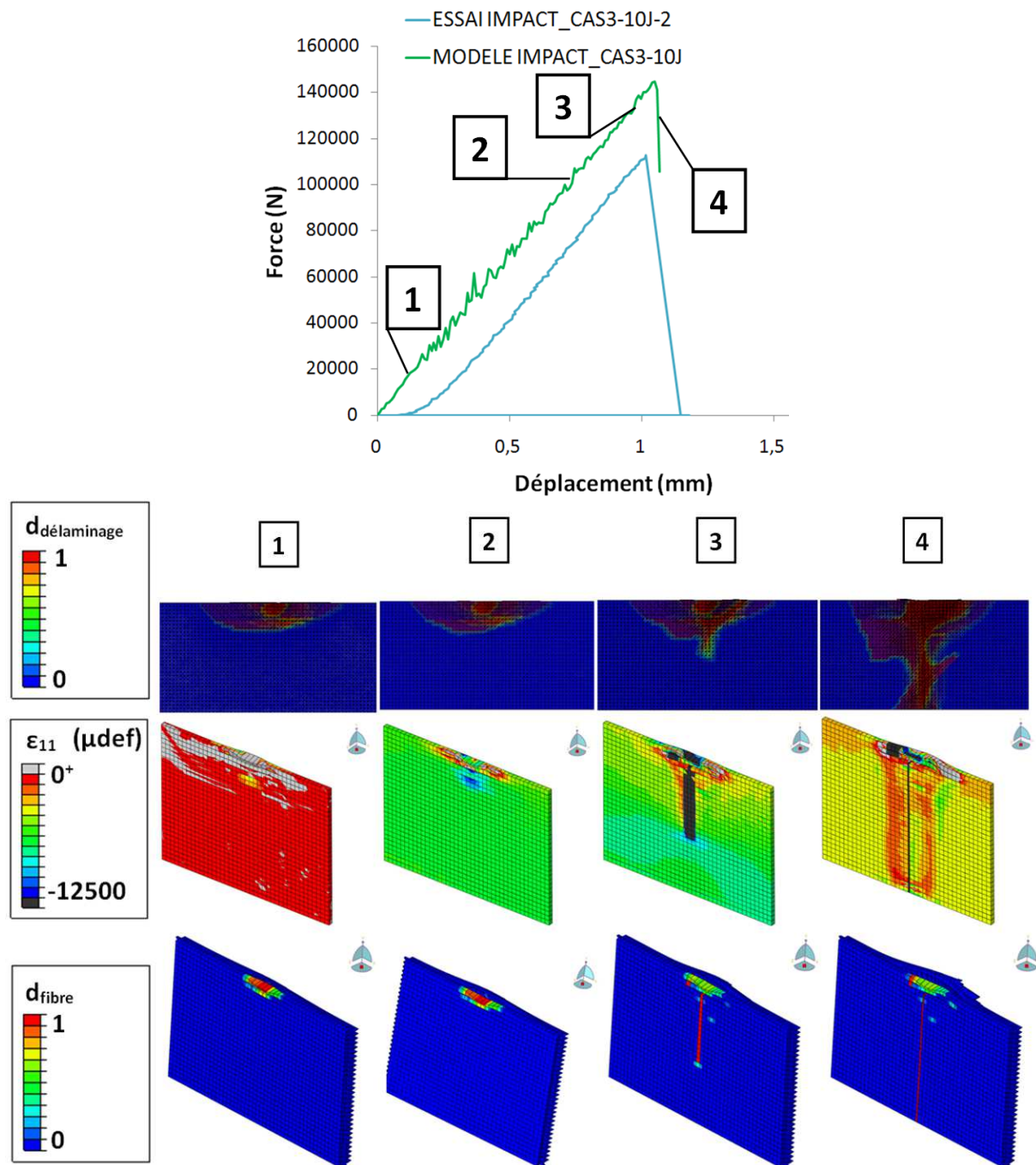


Figure 26 : Evolution de la surface délaminee, de la déformation longitudinale et de la rupture de fibre du pli à 0° le plus proche du centre de l'échantillon du cas 3 impacté à 10 J

4.4. Discussion sur la tolérance aux dommages d'impact sur chant

La comparaison des contraintes (Figure 27) et déformations à rupture résiduelles (Figure 28) pour chaque cas de drapage et chaque énergie d'impact est tracée afin de synthétiser la tenue résiduelle à l'impact sur chant. Les valeurs des contraintes et déformations à rupture résiduelles des cas non-impactés ne sont pas reportées pour les raisons explicitées au paragraphe 3.

Le modèle du cas de drapage 3 est globalement en mauvais accord avec l'essai quelle que soit l'énergie d'impact (entre 20% et 60% d'écart). En revanche, le modèle du cas de drapage 2, même s'il présente un écart de 30% pour un impact de 35J, est en bon accord avec les essais impactés à 10 J et 20 J (respectivement 5% et 10% d'écart).

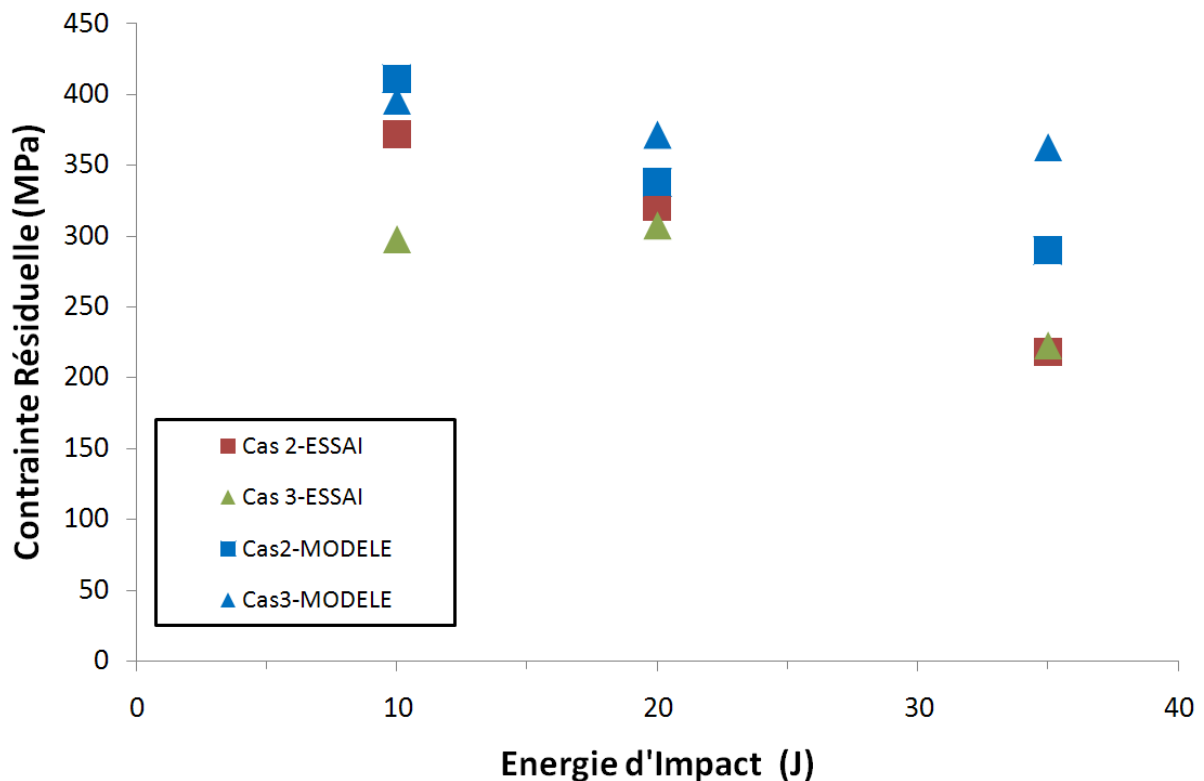


Figure 27 : Comparatif Essai/Modèle des contraintes résiduelles en fonction de l'énergie d'impact

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

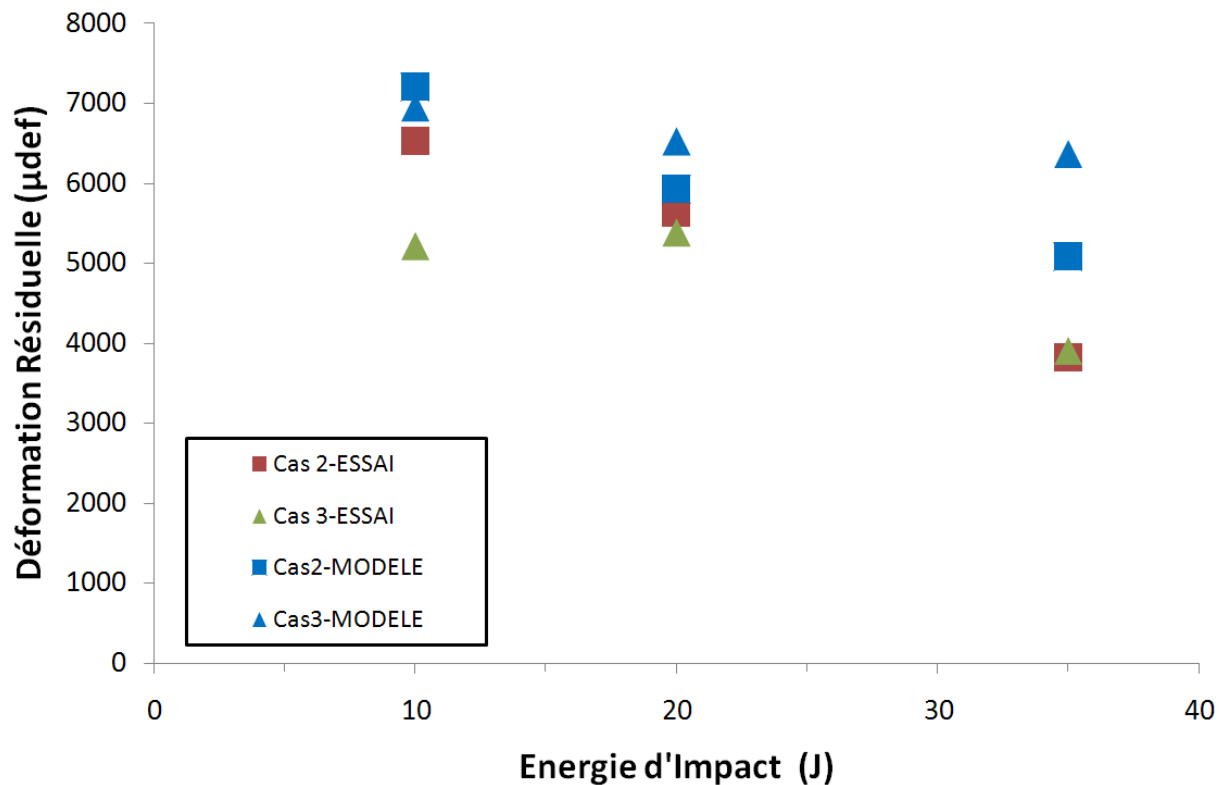


Figure 28 : Comparatif Essai/Modèle des déformations résiduelles en fonction de l'énergie d'impact

L'effet de l'énergie d'impact du modèle sur les propriétés résiduelles de 20% pour les deux cas de drapage modélisés est en relatif bon accord avec la perte des propriétés résiduelles enregistrée lors des essais.

Le modèle de CAI sur chant rend assez fidèlement les effets de l'indentation permanente (Figure 29) et de la longueur maximum de fissure (Figure 30) - retenues industriellement pour l'étude de la tolérance aux dommages - sur les contraintes et déformations résiduelles de compression.

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

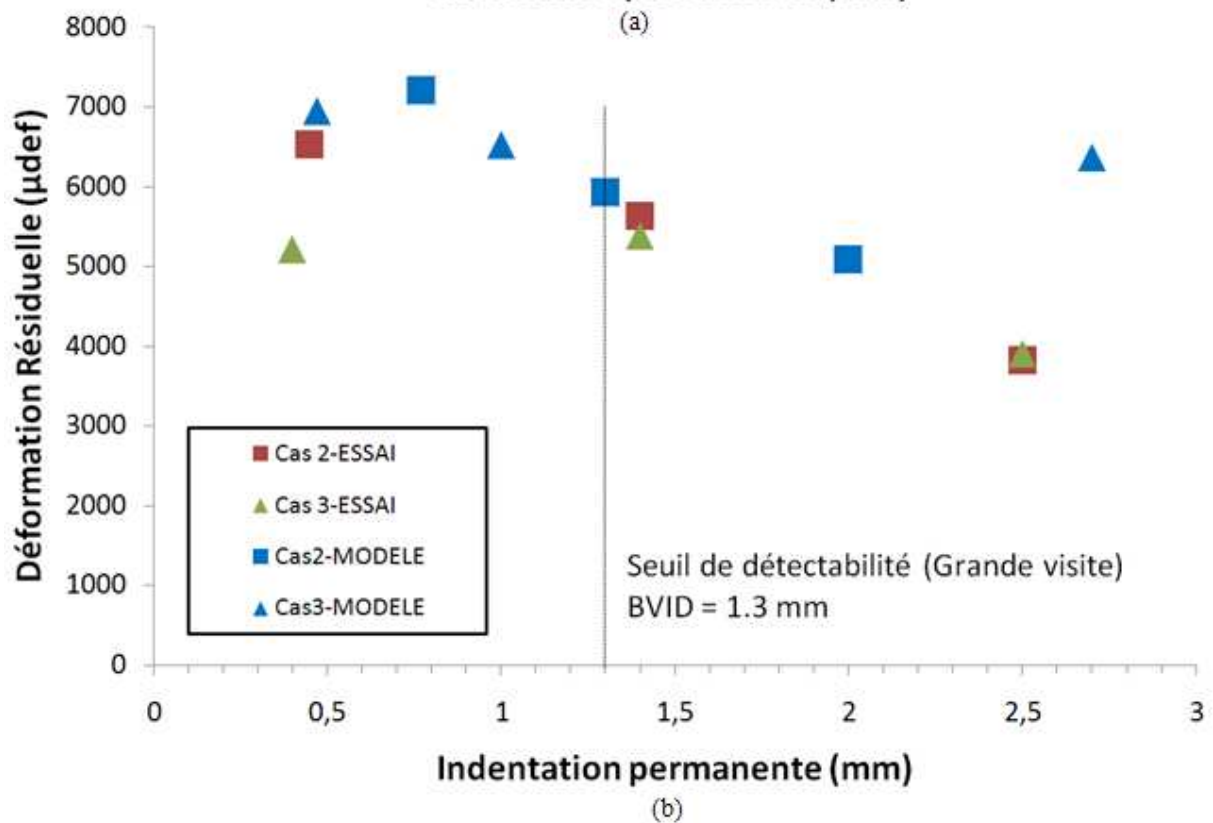
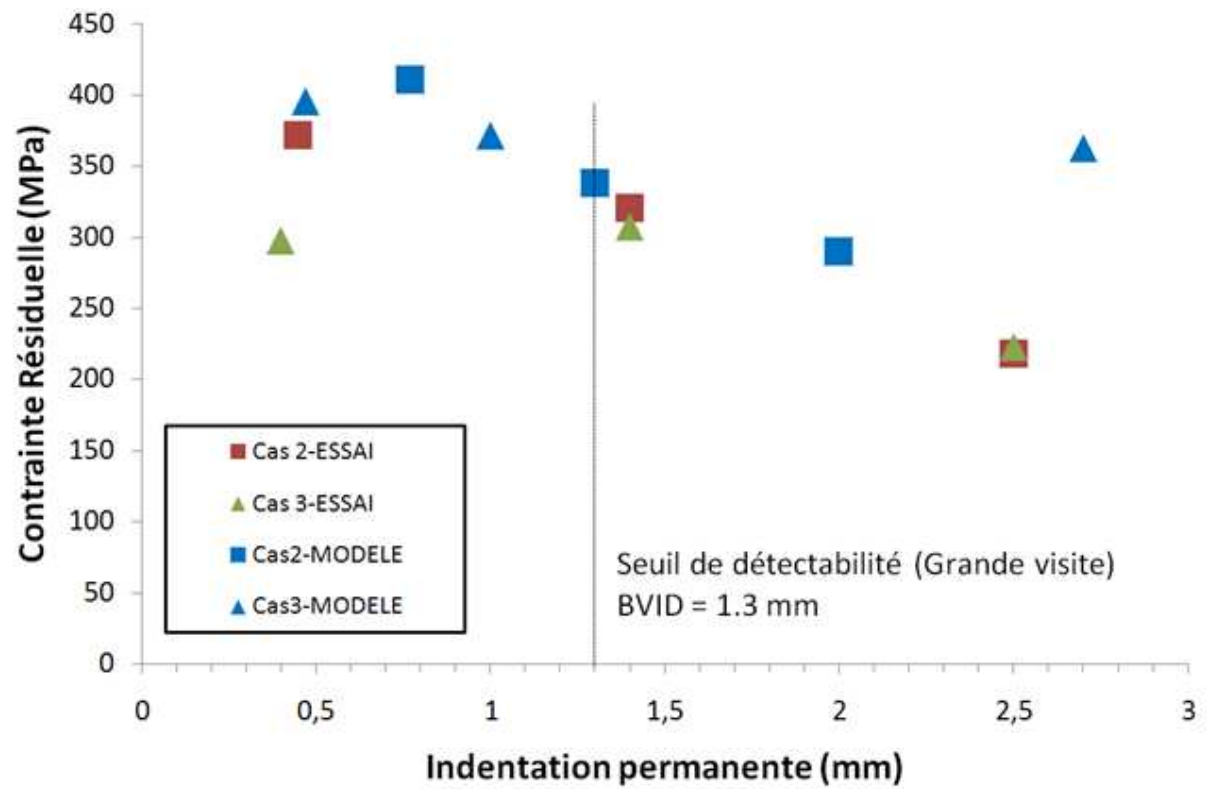


Figure 29 : Comparatif Essai/Modèle des contraintes (a) et des déformations (b) résiduelles en fonction de l'indentation permanente

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

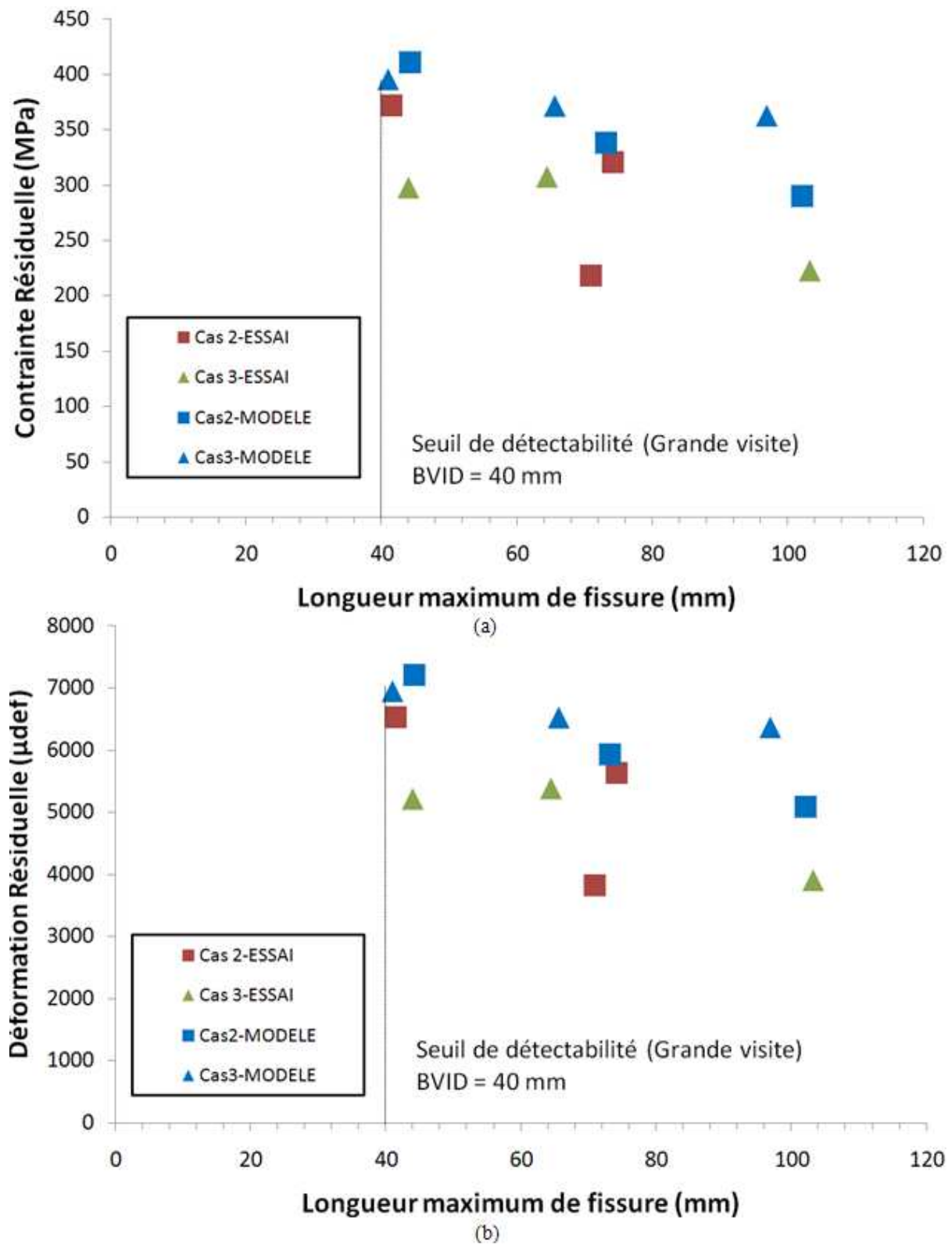


Figure 30 : Comparatif Essai/Modèle des contraintes (a) et des déformations (b) résiduelles en fonction de la longueur maximum de fissure

4.5. Conclusion du modèle de CAI sur chant

Un modèle unique nous a permis de simuler l'impact et la CAI sur chant de deux séquences de drapage fortement orientées et représentatives d'une structure type raidisseur. Le modèle rend assez fidèlement les ruptures fibres et les fissurations matricielles présentes à la surface de l'essai de CAI sur chant.

Le modèle restitue également bien l'effort en fonction du déplacement imposé lors de l'essai (en particulier pour le cas 2) pour des impacts de 10J et 20J. En revanche, une mauvaise corrélation essai/modèle pour les impacts à 35 J prouve qu'un phénomène n'est pas restitué correctement dans le modèle. Le désaccord essai-modèle des courbes contraintes-déformations tend à montrer que la rupture brutale du modèle est également pilotée par un flambage global apparaissant très tard (comme lors de l'essai) systématiquement surestimé par le modèle, même s'il est difficile de dire si c'est le flambage qui induit la propagation de la fissure en compression fibre ou l'inverse. Cet écart est probablement dû à la mauvaise prise en compte de l'état d'endommagement du modèle d'impact. Cependant, la rupture est une nouvelle fois due à une instabilité créée par le dommage d'impact ; et ce quelle que soit l'énergie d'impact et pour les deux cas de drapage étudiés. On peut également penser que la propagation de rupture trop lente est peut-être due à une surestimation de la ténacité en compression fibre ($G_I^{c \text{ fibre}}$ en compression). De plus, si cette propagation était brutale, comme cela semble être le cas expérimentalement, la contrainte résiduelle prédite par le modèle serait alors plus proche de la valeur expérimentale.

Puis, les endommagements internes se développant lors de la CAI sur chant ; à savoir l'état du délaminage, de la déformation longitudinale et de la rupture de fibre ont été mis en parallèle des essais afin de mettre en lumière le scénario de rupture. L'hypothèse d'une fissure formée par la rupture des fibres à 0° (dans la direction de sollicitation) en compression comme l'ont exposé Rivallant *et al.* [8,9] semble confirmée. La propagation des ruptures de fibres en compression joue donc un rôle de premier ordre dans les mécanismes qui pilotent la tenue résiduelle du stratifié.

Enfin, la tolérance aux dommages a été discutée et montre que le modèle restitue partiellement les caractéristiques résiduelles obtenues par essais. Il semble qu'un travail sur la prise en compte de l'expansion due au crushing selon la direction « l » permettrait de mieux simuler l'effort à rupture et l'état d'endommagement de manière adéquate. Le modèle de CAI sur chant développé sera alors à même d'être testé pour la conception et l'optimisation de structures composites soumises à l'impact sur chant.

5. Conclusion générale de l'étude expérimentale et numérique de compression après impact sur chant

Nous avons présenté dans ce chapitre les méthodes et résultats d'une campagne d'essais expérimentaux et numériques de compression après impact sur chant de stratifiés composites afin de déterminer les propriétés résiduelles et d'établir le scénario de rupture de CAI sur chant.

Tout d'abord, des essais expérimentaux de CAI sur chant des échantillons impactés à 10, 20 et 35 J des différents drapages de l'étude précédente d'impact sur chant ont été réalisés. L'essai de CAI est un essai connu pour être complexe, c'est pourquoi il a été détaillé à l'aide du suivi des déplacements (par LVDT) et des déformations de surface (par stéréo-corrélation et extensomètre) de l'échantillon.

Malgré les écarts en termes de surface délaminée et de longueur de fissure, l'énergie d'impact et le drapage ont relativement peu d'influence sur la tenue résiduelle ou sur l'initiation du flambage global qui chutent brutalement à de petites énergies d'impact pour atteindre ce que l'on peut considérer comme une asymptote. Le comportement semble donc binaire et l'impact sur chant provoque une chute drastique des caractéristiques résiduelles en compression et ce, dès les faibles énergies d'impact. On note qu'un impact de 10 J sur les échantillons étudiés lors de cette thèse atteint le seuil de détectabilité du BVID. Ainsi pour un impact au BVID, la structure perd entre 50 % (cas 1 et 2) et 60 % (cas 3 et 4) de sa tenue en compression. Il n'est donc pas possible de recommander un drapage plutôt qu'un autre. Cependant, on peut relever que le cas de drapage 4 possédant un tissu sur les faces extérieures de l'éprouvette présente une tenue résiduelle légèrement plus performante avec un gain de masse de l'ordre de 7%.

Ensuite, le scénario des mécanismes menant à la rupture sous CAI, les phénomènes de flambage global et de propagation de rupture de fibres en compression ont été présentés.

Les essais de CAI réalisés montrent tous sans exception une propagation de fissure très brutale perpendiculairement à la direction de sollicitation de compression au centre de l'échantillon et ayant pour origine la zone d'impact. On peut faire l'hypothèse qu'il s'agit d'une fissure formée par la rupture des fibres à 0° (dans la direction de sollicitation) en compression.

Un modèle numérique unique nous a permis par la suite de simuler l'impact et la CAI sur chant de deux séquences de drapage (cas 2 et cas 3). Le modèle rend assez fidèlement les ruptures fibres et les fissurations matricielles présentes à la surface de l'essai de CAI sur chant. Le modèle restitue également bien l'effort en fonction du déplacement imposé lors de l'essai (en particulier pour le cas 2) pour des impacts de 10J et 20J. En revanche, une mauvaise corrélation essai/modèle pour les impacts à 35 J prouve qu'un phénomène n'est pas restitué correctement dans le modèle. Le désaccord essai-modèle des courbes contraintes-déformations tend à montrer que la rupture brutale du modèle est également pilotée par un flambage global apparaissant très tard (comme lors de l'essai) systématiquement surestimé par le modèle, même s'il est difficile de dire si c'est le flambage qui induit la propagation de la fissure en compression fibre ou l'inverse. Cet écart est probablement dû à la mauvaise prise en compte de l'état d'endommagement du modèle d'impact. Cependant, la rupture est une nouvelle fois due à une instabilité créée par le dommage d'impact ; et ce quelle que soit l'énergie d'impact et pour les deux cas de drapage étudiés. On peut également penser que la propagation de rupture trop lente est peut-être due à une surestimation de la ténacité en compression fibre ($G_I^{c \text{ fibre}}$ en compression). De plus, si cette propagation était brutale, comme cela semble être le cas expérimentalement, la contrainte résiduelle prédite par le modèle serait

Compression après impact sur chant – tenue résiduelle

alors plus proche de la valeur expérimentale. Puis, les endommagements internes de l'échantillon se développant lors de la CAI sur chant ; à savoir l'état du délaminage, de la déformation longitudinale et de la rupture de fibre ont été mis en parallèle des essais afin de mettre en lumière le scénario de rupture. L'hypothèse d'une fissure formée par la rupture des fibres à 0° semble confirmée. La propagation des ruptures de fibres en compression joue donc un rôle de premier ordre dans les mécanismes qui pilotent la tenue résiduelle du stratifié. Enfin, la tolérance aux dommages a été discutée et montre que le modèle restitue partiellement les caractéristiques résiduelles obtenues par essais. Il semble qu'un travail sur la prise en compte de l'expansion due au crushing selon la direction « l » permettrait de mieux simuler l'effort à rupture et l'état d'endommagement quelle que soit la séquence de drapage. Le modèle de CAI sur chant développé sera alors à même d'être testé pour la conception et l'optimisation de structures soumises à l'impact sur chant dans l'objectif d'obtenir une méthode d'aide au dimensionnement de structures composites à la tolérance aux dommages d'impact sur chant de stratifié.

References

- [1] Abrate, S. *Impact on composite structures*. 2005.
- [2] Broll, B. Experimental studies on the damage mechanisms of CFRP-structures. 2008.
- [3] Freitas, M. De and Reis, L. Failure mechanisms on composite specimens subjected to compression after impact. *Composite Structures* 42, (1998), 365–373.
- [4] Hongkarnjanakul, N. Modélisation numérique pour la tolérance aux dommages d'impact sur stratifié composite - De l'impact à la résistance résiduelle en compression. 2013.
- [5] Khondker, OA;Leong, KH;Herszberg, I;Hamada, H. Impact and compression-after-impact performance of weft-knitted glass textile composites.pdf. *Composites Part A*, (2005).
- [6] Petit, S. Contribution à l'étude de l'influence d'une protection thermique sur la tolérance aux dommages des structures composites des lanceurs. 2005.
- [7] Renault, M. *Compression après impact d'une plaque stratifiée carbone époxyde – Etude expérimentale et modélisation éléments fini associé*. 1994.
- [8] Rivallant, S., Bouvet, C., Abi Abdallah, E., Broll, B., and Barrau, J.-J. Experimental analysis of CFRP laminates subjected to compression after impact: The role of impact-induced cracks in failure. *Composite Structures* 111, (2014), 147–157.
- [9] Rivallant, S., Bouvet, C., and Hongkarnjanakul, N. Failure analysis of CFRP laminates subjected to compression after impact: FE simulation using discrete interface elements. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 55, (2013), 83–93.
- [10] Zhou, G. Compressive behaviour of large undamaged and damaged thick laminated panels. *Composite structures* 38, 1-4 (1997), 589–597.
- [11] AITM1-0010. Airbus Test Method Determination of Compression Strength after Impact. .
- [12] *Buckling of rectangular specially orthotropic plates*. 1995.
- [13] Boeing Specification Support Standard BSS 7260, Advanced Composite Compression Tests. 1998.

CHAPITRE IV

Conclusions et perspectives

Les travaux de recherche présentés dans ce manuscrit ont permis d'étudier le comportement de structures soumises à un impact sur chant, comme les raidisseurs d'un caisson de voilure ou bien encore les cadres de hublots, afin d'identifier les scénarii d'endommagements d'impact et de rupture de CAI sur chant. Le domaine des basses vitesses et basses énergies a été retenu pour cette étude et se veut représentatif de la chute d'un outil lors des opérations de fabrication ou de maintenance, particulièrement difficile à détecter et pouvant réduire de façon drastique les caractéristiques résiduelles des structures impactées.

Deux grandes idées ont guidé cette étude :

- 1) Identifier et déterminer le scénario d'endommagement d'impact sur chant et sa modélisation, absents de la littérature
- 2) Déterminer les contraintes résiduelles en CAI sur chant et le scénario de rupture finale afin de disposer de la brique élémentaire de calcul permettant de faire une boucle d'optimisation pour le choix de matériau et de drapage optimum sous un chargement donné répondant aux exigences de la tolérance aux dommages d'impact

1. Scénario d'endommagement d'impact :

Nous avons tout d'abord réalisé des impacts sur le chant de 4 séquences d'empilements à 10, 20 et 35 J d'énergie. Ces échantillons ont été contrôlés grâce à des coupes microscopiques, des radiographies aux rayons X et des analyses à la loupe binoculaire afin de visualiser et de déterminer le scénario d'endommagement. Puis nous avons suivi une procédure similaire sous sollicitation d'indentation quasi-statique. Les résultats montrent que, d'une part, les dommages d'impact sont peu influencés par le drapage, ce qui pourrait être dû à la même proportion de plis orientés à 0° des différentes séquences d'empilement étudiées, et que d'autre part, les comportements quasi-statiques et dynamiques sont différents.

Ensuite, une approche analytique a été proposée afin d'expliquer en particulier la différence entre les effets quasi-statiques et dynamiques, quelle que soit l'énergie d'impact et la séquence d'empilement. Connaissant les caractéristiques du matériau, la séquence de drapage et l'énergie d'impact, le scénario d'endommagement peut être appréhendé. L'approche analytique restitue assez fidèlement les rigidités initiales en quasi-statique et en dynamique ainsi qu'un plateau de crushing observé expérimentalement. Le scénario retenu semble montrer que les propriétés de la fibre contrôlent la rigidité initiale de l'impact, tandis que dans le cas de l'indentation quasi-statique, la forme de l'impacteur doit déstabiliser les fibres

Conclusions et perspectives

rapidement et conduit au développement de kink-bands et à un phénomène de crushing ; ce sont alors les propriétés de la matrice qui semblent contrôler la rigidité initiale d'indentation. Le plateau de crushing est également contrôlé par les propriétés de la matrice.

Cette compréhension des phénomènes d'endommagement d'impact sur chant est cruciale pour sa modélisation numérique. Ainsi plusieurs modifications ont été apportées au modèle numérique du laboratoire basé sur l'approche analytique. Nous avons, dans un premier temps, étudié la problématique de frottement entre l'impacteur et l'échantillon. Un coefficient de frottement de 0.06 a été retenu et ce, quelle que soit l'orientation des fibres ; c'est ce coefficient de frottement qui a été implanté dans le modèle numérique. Puis nous avons présenté la modification de la loi de rupture de fibre en compression permettant de restituer l'effet de crushing exposé lors de l'étude du scénario d'endommagement. Une étude numérique d'indentation sur UD a ensuite été confrontée à une étude expérimentale et présente globalement une bonne corrélation essai-modèle des courbes effort-déplacement pour les UD à 0°, 45° et 90° classiquement utilisés par l'industrie : c'est pourquoi cette loi de comportement a été appliquée à l'impact sur chant de stratifié.

L'étude d'indentation sur UD a ensuite ouvert la voie à l'application de ces résultats à la modélisation de l'essai d'impact sur chant et une comparaison essai-modèle a été présentée. Ce modèle d'impact sur chant semble restituer les ruptures fibres, les fissurations matricielles et les délaminages présents lors de l'essai de manière adéquate. Une corrélation essai-modèle acceptable a été obtenue notamment sur les paramètres de longueur de fissure maximum sur le chant et d'indentation permanente, classiquement retenus par l'industrie, validant en grande partie l'application du modèle à l'impact sur chant de stratifié.

2. Scénario de rupture de CAI sur chant :

Le modèle numérique d'impact sur chant est donc retenu pour l'application à la CAI sur chant de stratifié. Des essais expérimentaux de CAI sur chant ont été effectués sur les échantillons impactés à 10, 20 et 35 J des différents drapages réalisés lors de l'étude d'impact sur chant. L'essai de CAI est un essai connu pour être complexe et a été rigoureusement réalisé, principalement en étudiant les déplacements et les déformations de surface de l'échantillon. Les phénomènes de flambage et la rupture finale de l'échantillon ont été discutés, dans un premier temps dans le cas d'une éprouvette non-impactée afin de confirmer que lors de l'essai de CAI la rupture finale était bien due aux dommages d'impact et non au flambage, et dans un second temps sur les éprouvettes impactées.

Malgré les écarts en termes de surface délaminée et de longueur de fissure, l'énergie d'impact et le drapage ont peu d'influence sur la tenue résiduelle ou sur l'initiation du flambage global qui chutent brutalement à de petites énergies d'impact pour atteindre une asymptote. Le comportement semble donc binaire et l'impact sur chant provoque une chute drastique des caractéristiques résiduelles en compression et ce, dès les faibles énergies d'impact. On note qu'un impact de 10 J sur les échantillons étudiés lors de cette thèse atteint le seuil de détectabilité du BVID. Ainsi pour un impact au BVID, la structure perd entre 50 % (cas 1 et cas 2) et 60 % (cas 3 et cas 4) de sa tenue en compression. Il n'est donc pas possible de recommander un drapage plutôt qu'un autre. Cependant, on peut relever que le cas de drapage 4 possédant un tissu sur les faces extérieures de l'éprouvette présente une tenue résiduelle légèrement plus performante avec un gain de masse de l'ordre de 7%.

Conclusions et perspectives

Concernant les mécanismes menant à la rupture sous CAI, les phénomènes de flambage global et de propagation de rupture de fibres en compression ont été étudiés. Les essais de CAI réalisés montrent tous sans exception une propagation de fissure très brutale perpendiculairement à la direction de sollicitation de compression au centre de l'échantillon et ayant pour origine la zone d'impact. On peut faire l'hypothèse comme Rivallant *et al.* [8,9] qu'il s'agit d'une fissure formée par la rupture des fibres à 0° (dans la direction de sollicitation) en compression. La propagation des ruptures de fibres en compression semble donc jouer un rôle de premier ordre dans les mécanismes qui pilotent la tenue résiduelle du stratifié. Le modèle numérique confirme ces hypothèses.

Enfin, une comparaison essai-modèle de compression après impact sur chant de stratifié valide les hypothèses et propose donc une méthode d'aide au dimensionnement de structures composites à la tolérance aux dommages d'impact sur chant.

3. Perspectives :

Les conclusions de cette étude offrent de nombreuses perspectives d'un point de vue expérimental et numérique :

Tout d'abord, d'un point de vue numérique, nous avons vu que le maillage sur lequel est basé le modèle de cette thèse engendrait un problème majeur ; à savoir la sollicitation d'éléments volumiques dans un seul coin du volume et favorisant les distorsions excessives d'éléments en particulier lorsque l'élément est disproportionné. Un travail important sur le développement d'un élément fini permettant de travailler dans de telles sollicitations semble indispensable. On peut également ajouter qu'un modèle de fibres tissées doit être développé afin de modéliser le cas de drapage 4 qui présente des perspectives intéressantes en termes de gains de masses.

Puis, une étude détaillée des effets de vitesse sur les déformations à rupture du matériau doit être menée. En effet, nous avons observé des écarts essai/modèle importants vraisemblablement parce que ces effets n'ont pas été pris en compte.

Les phénomènes de frottement devront également être investigués plus dans le détail afin de déterminer leur influence sur le scénario d'endommagement d'impact.

La prise en compte de l'expansion due au crushing selon «1», semble induire une surestimation de l'effort à rupture, et la définition d'une valeur fiable de ténacité en compression fibre devront également être effectuées afin d'observer leur influence sur les résultats de la contrainte résiduelle prédite par le modèle de CAI. Nous vérifierons ainsi si cette valeur se rapproche de la valeur expérimentale.

Un développement important doit, en outre, être réalisé afin de diminuer le temps de calcul et rendre l'utilisation de ce type de modèle viable pour l'industrie et envisager des études de tolérances aux dommages complètes.

Ensuite, d'un point de vue expérimental, cette thèse s'est focalisée sur l'étude de structures de type raidisseur ; leur drapage est donc fortement orienté (50% des plis à 0°). C'est pourquoi les résultats de cette thèse devront être challengés sur des séquences d'empilements différents afin de valider les conclusions de cette étude. L'influence de la forme de l'impacteur

Conclusions et perspectives

(sphérique lors de cette thèse) devra également être étudiée (cylindrique, pyramidale...), au vu de son rôle prédominant dans les problématiques d'impact.

La méthodologie d'impact sur chant développée lors de cette thèse a volontairement limité certains paramètres d'impact afin de rester au plus proche des besoins industriels. En particulier, tous les impacts présentés ont été réalisés au centre de l'épaisseur du chant de l'échantillon. Néanmoins, une étude parallèle à cette thèse propose d'impacter les échantillons de manière décentrée (1/4 de l'épaisseur du chant). Ces impacts provoquent un état d'endommagement différent de l'impact centré (Figure 1). Des travaux peuvent être envisagés afin d'investiguer l'influence de la position d'impact sur le scénario d'endommagement d'impact et sur la tenue résiduelle en CAI sur chant.

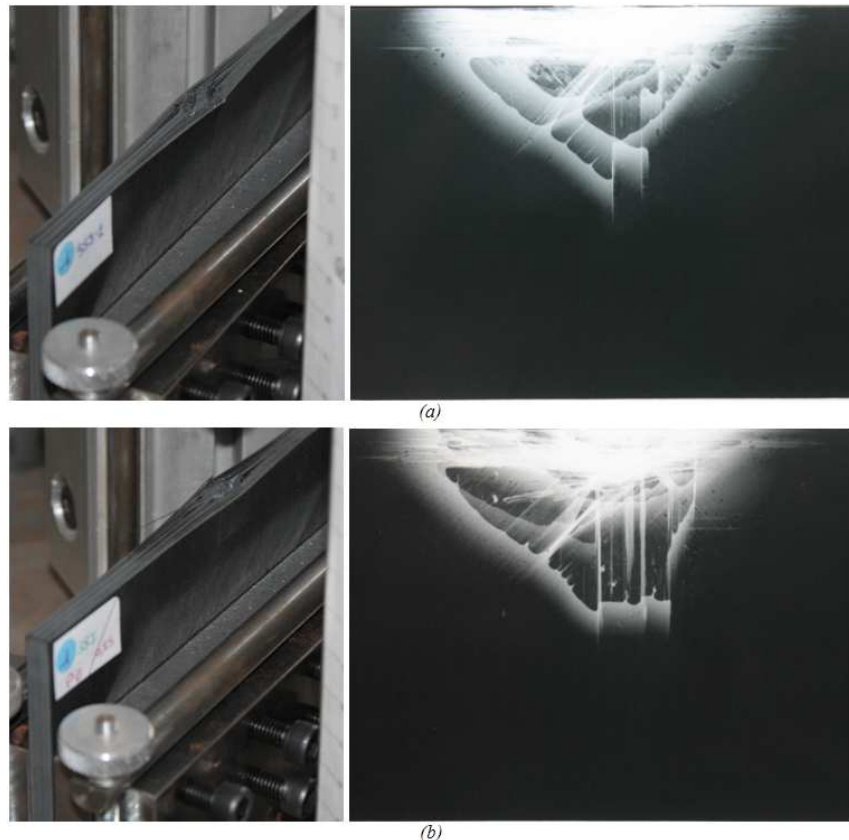


Figure 1 : Montage et cliché RX d'impact sur chant centré (a) et décentré (b) du cas 2 impacté à 35 J

Enfin, cette thèse a été menée autour de l'étude de structures de type coupons dans le but d'isoler les phénomènes d'impact sur chant sans être parasité par les effets de structure. Il sera donc nécessaire, d'un point de vue industriel, d'étudier une structure d'échelle supérieure de type super-raidisieur. Le défi sera alors de restituer les effets de structures en plus des effets d'impacts sur chant purs.

Doctorat de l'Université de Toulouse

Délivré par l'Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace

Ecole doctorale MEGEP

Spécialité : Génie mécanique, mécanique des matériaux

Soutenue le 18 Mars 2014

OSTRE Benjamin

Etude des impacts sur chant appliqués à des structures composites dans l'aéronautique

Résumé

L'objectif de ce travail est d'effectuer une campagne d'essais expérimentaux d'impact et de compression après impact sur chant de stratifiés composites afin d'établir les scénarios d'endommagements. Un dispositif d'essai au poids tombant a été utilisé afin de réaliser les impacts sur chant sur stratifiés avec différents drapages. Des coupes microscopiques, des radiographies aux rayons X et des analyses ultrasonores ont ensuite été effectuées afin de visualiser et de déterminer le scénario d'endommagement.

Des essais de compression après impact ont également été réalisés. Les résultats des tests expérimentaux sont comparés avec un modèle numérique composé d'éléments d'interface pour décrire les fissures matricielles et d'éléments volumiques. Enfin, la prédiction numérique de la tenue résiduelle après impact permettra de diminuer les masses, d'éviter des essais coûteux, et donc de raccourcir la durée de développement.

Mots clés:

Fibre de carbone; impact; mécanique de l'endommagement; MEF

Edge Impact analysis on aeronautical composite structures

Abstract

Low velocity / low energy edge impact and quasi-static experiments have been carried out on carbon fiber reinforced plastic (CFRP) structures. A drop-weight testing machine was used to impact four different UD laminates at 10, 20 and 35 J impact energy levels. In parallel, a quasi-static study has been conducted in order to compare its results with the impact ones. The impact results show that the static and dynamic behaviors are different. An analytical approach, to understand the impact damage scenario, is provided in order to explain the difference between static and dynamic edge impacts, regardless the stacking or impact energy. This approach explains well the dynamic and static initial stiffness and a crushing plateau. The fiber properties control the initial impact stiffness, while in the quasi-static indentation case, the properties of the matrix control the initial indentation stiffness. The crushing plateau is also controlled by the matrix properties. The impact scenario could be simulated easily knowing the material properties, the stacking sequence and the impact energy.

In addition, that is crucial to model the residual strength. And all these experimental results have been compared with a finite element analysis that consists of interface elements to describe the matrix cracks and volume elements in order to simulate the impact and compression after impact damage and to predict the residual strength after impact. The model is in good agreement with the experiment. That will avoid expensive tests, and thus shorten the development time.

Keywords:

Carbon Fiber; impact behavior; damage mechanics; finite element analysis

